

Grado en Ingeniería de Tecnologías Industriales

Trabajo Fin de Grado

“Diseño y cálculo estructural de un módulo espacial en órbita lunar”

Rubén G. Jimeno del Rincón

Tutor:

Enrique Barbero Pozuelo

Leganés, 17 de Junio de 2019



Esta obra se encuentra sujeta a la licencia Creative Commons **Reconocimiento - No Comercial - Sin Obra Derivada**

RESUMEN

El cometido de este proyecto es el de realizar un diseño y cálculo preliminar de un módulo espacial que pueda ponerse en la órbita lunar de forma realista. Para ello se va a desarrollar el proyecto desde su concepción como idea general hasta su particularización en una estructura que cumpla con todo lo necesario para su viabilidad.

El cálculo está realizado por el método de elementos finitos, mediante el programa Abaqus, y contribuyendo de forma iterativa al diseño propuesto.

El diseño final da a entender que con las condiciones consideradas, tras haber realizado un extenso trabajo de documentación, el proyecto podría pasar la fase preliminar y ser estudiado con más detalle, estableciendo así un punto de partida orientativo para el desarrollo posterior de un proyecto de esta magnitud.

DEDICATORIA

Quiero agradecer este trabajo a las personas que más me han ayudado durante la realización del grado universitario:

A mi familia, que me ha permitido siempre elegir el camino a tomar y ha confiado en mí.

A mis amigos y compañeros, que de una forma u otra han sido una motivación constante para superarme día a día.

ÍNDICE GENERAL

1. INTRODUCCIÓN.	1
1.1. Motivación del trabajo	1
1.2. Objetivos	3
1.3. Marco regulador	4
1.4. Descripción de la memoria	4
2. DISEÑO	5
2.1. Antecedentes	5
2.2. Definición de la estación.	8
2.3. Definición de la misión	13
2.4. Selección del lanzador	15
2.4.1. Valoración el cohete a utilizar.	15
2.4.2. Planificación del lanzamiento	18
2.5. Previsión de los sistemas incorporados en el módulo de potencia	22
2.5.1. Propulsión	22
2.5.2. Energía solar	23
2.5.3. Energía eléctrica	25
2.6. Previsión de los sistemas incorporados en el módulo hábitat.	26
2.6.1. Sostenimiento de la vida a bordo	26
2.6.2. Elementos de uso diario	30
2.6.3. Módulo Orión	31
2.7. Proceso de diseño	32
2.7.1. Elementos externos	32
2.7.2. Materiales estructurales	34
2.7.3. Estimación preliminar del peso	36
2.7.4. Diseño final	38

3. CÁLCULO ESTRUCTURAL	41
3.1. Definición de los estados de carga	41
3.1.1. Despegue	41
3.1.2. Condiciones de contorno	43
3.1.3. Presurización	45
3.2. Materiales considerados	45
3.3. Proceso de cálculo estructural.	47
3.3.1. Propuesta de modelo original	47
3.3.2. Proceso iterativo de diseño y cálculo.	52
4. PLANIFICACIÓN Y PRESUPUESTO	77
5. CONCLUSIONES	79
5.1. Resumen y conclusiones.	79
5.2. Líneas futuras de trabajo.	80
BIBLIOGRAFÍA	83

ÍNDICE DE FIGURAS

1.1	Uno de los modelos propuestos para la estación lunar Gateway	2
2.1	Módulo Salyut 7	5
2.2	Módulo Skylab	6
2.3	Estación espacial Mir	6
2.4	Estación Espacial Internacional (ISS)	7
2.5	Propuestas de varias empresas espaciales	8
2.6	Estación Mir en el año 1989	10
2.7	Nodo colocado en la ISS	10
2.8	Módulo cúpula de la ISS	11
2.9	Brazo robótico diseñado por la ESA	12
2.10	Modelo digital propuesto para la estación espacial Gateway	13
2.11	Puntos de Lagrange de un sistema con dos masas	14
2.12	Comparación de energía requerida en dos maniobras distintas de entrada en órbita lunar	15
2.13	Posibles configuraciones del fairing	16
2.14	Especificaciones de los cohetes Falcon 9 y Falcon Heavy de SpaceX . . .	17
2.15	Posibles configuraciones del cohete SLS de la NASA	18
2.16	Configuraciones de cofia en la configuración del SLS bloque 2 Cargo . .	19
2.17	Dimensiones de la cofia 8.4m PLF Short	21
2.18	Dimensiones de la cofia 8.4m USA	22
2.19	Variantes avanzadas de paneles solares	24
2.20	Diseño a CAD del módulo de potencia con los paneles desplegados . . .	25
2.21	Comparativa de los distintos tipos de baterías	25
2.22	Baterías del telescopio espacial Hubble	26
2.23	Oxygen Generation System Rack	28
2.24	Water Reclamation System Rack	29
2.25	Astronautas ejercitándose en la ISS	30

2.26	Módulo Orión	31
2.27	Sección transversal de ejemplo de una lámina de MLI	32
2.28	Interfaz de transmisión de potencia y datos	33
2.29	Imagen acotada tridimensional del asa que se incluirá. Unidades en mm	34
2.30	Comparación del coste económico del sistema de la estructura + sistema de protección térmica	35
2.31	Diseño a CAD del módulo hábitat dentro de la cofia del cohete	37
2.32	Diseño a CAD del módulo de potencia dentro de la cofia del cohete	38
2.33	Módulos diseñados a través de CAD	39
3.1	Adaptador de carga del cohete SLS	43
3.2	Condiciones de contorno del adaptador de carga en el programa ABAQUS	44
3.3	Condiciones de contorno de la cofia en el programa ABAQUS	44
3.4	Estructura propuesta 1	48
3.5	Condiciones de contorno en la fase de presurización	50
3.6	Condiciones de interacción entre la estructura de chapa y la de barras	50
3.7	Prototipo de hábitat propuesto 1 - Desplazamientos	51
3.8	Prototipo de hábitat propuesto 1 - Tensiones	52
3.9	Prototipo de hábitat propuesto 2	53
3.10	Prototipo de hábitat propuesto 2 - Desplazamientos	54
3.11	Prototipo de hábitat propuesto 2 - Tensiones	54
3.12	Prototipo de hábitat propuesto 3	56
3.13	Prototipo de hábitat propuesto 3 - Desplazamientos	57
3.14	Prototipo de hábitat propuesto 3 - Tensiones	57
3.15	Prototipo de hábitat propuesto 4	59
3.16	Prototipo de hábitat propuesto 4	59
3.17	Simulación del prototipo de hábitat 4 en fase MECO	60
3.18	Simulación del prototipo de hábitat 4 en fase Qmax - Desplazamientos	61
3.19	Simulación del prototipo de hábitat 4 en fase Qmax - Tensiones	62
3.20	Simulación del prototipo de hábitat 5 en fase Qmax - Desplazamientos	63
3.21	Simulación del prototipo de hábitat 5 en fase Qmax - Tensiones	64
3.22	Simulación del prototipo de hábitat 5 en fase Qmax - Desplazamientos	66

3.23 Simulación del prototipo de hábitat 5 en fase Qmax - Tensiones	66
3.24 Simulación del prototipo de hábitat 5 modificado en fase MECO	67
3.25 Simulación del prototipo de hábitat 5 modificado en presurización	68
3.26 Prototipo 1 para el módulo de potencia	70
3.27 Simulación estructura 1 del módulo potencia en Presurización	71
3.28 Simulación estructura 1 del módulo potencia en Presurización	71
3.29 Prototipo 3 del módulo potencia	73
3.30 Simulación prototipo 3 del módulo potencia en Qmax	74
3.31 Simulación prototipo 3 del módulo potencia en Qmax	74
3.32 Prototipo final del módulo de potencia - Imagen renderizada	75

ÍNDICE DE TABLAS

2.1	Carga útil del cohete SLS hasta órbita lunar	20
2.2	Requerimientos en kilogramos por persona y día	27
2.3	Estimaciones de peso para el módulo hábitat	37
2.4	Estimaciones de peso para el módulo de potencia	38
3.1	Factores de carga combinados para el bloque 1B	41
3.2	Factores de carga críticos para el bloque 1B	42
3.3	Valores de cargas distribuidas aplicadas al modelo	42
3.4	Propiedades del material Al-6061-T6	46
3.5	Propiedades del material Al-2219-T851	46
3.6	Propiedades del material Al-7075-T851	46
3.7	Desplazamientos máximos admitidos en el estudio	47
3.8	Masa máxima admitida en el estudio	48
3.9	Resultados test 1	49
3.10	Resultados test 2	55
3.11	Resultados test 3	58
3.12	Resultados test 4	60
3.13	Resultados Simulación del prototipo de hábitat 4 en fase MECO	61
3.14	Resultados Simulación del prototipo de hábitat 4 en fase Qmax	62
3.15	Resultados Simulación del prototipo de hábitat 5 en fase Qmax	64
3.16	Comparación del prototipo de hábitat 5 variando la chapa	65
3.17	Resultados Simulación del prototipo de hábitat 5 modificado en fase Qmax	67
3.18	Resultados Simulación del prototipo de hábitat 5 modificado en fase MECO	68
3.19	Resultados Simulación del prototipo de hábitat 5 modificado en presurización	69
3.20	Resultados estructura 1 del módulo potencia en Presurización	71
3.21	Resultados obtenido en las simulaciones del módulo de potencia	72
3.22	Resultados estructura 3 del módulo potencia en Qmax con los paneles	75

4.1	Presupuesto de Herramientas y Software	77
4.2	Presupuesto de Personal	78
4.3	Presupuesto total	78

1. INTRODUCCIÓN

1.1. Motivación del trabajo

A lo largo de la historia se ha buscado superar las fronteras establecidas por la naturaleza a través de la ingeniería. Uno de los mayores logros del ser humano ha sido el poder pasar largos períodos de tiempo en lugares que son inhóspitos para la vida, como es el espacio. Desde que en 1971 se pusiese en órbita el módulo Salyut 1 por parte de la agencia espacial soviética, se ha conseguido mejorar la duración y capacidades de dicho entorno. Estados Unidos contribuyó a ello a través de su programa Skylab, para disponer de más resultados acerca del comportamiento de la materia y los seres en entornos sin gravedad.

Posteriormente se desarrollaron programas espaciales más complejos, como la estación Mir desarrollada por la URSS, que estableció el modelo modular que se sigue utilizando a día de hoy. Con el fin de la carrera espacial y la predisposición de las agencias a la cooperación internacional, se inició el proyecto ISS (*Estación Espacial Internacional*, por sus siglas en inglés) que ha permitido obtener una amplia variedad de resultados sobre los entornos de microgravedad.

La Agencia espacial China también ha contribuido mediante programas como Tian-gong, actualmente en proceso, que ha preparado la construcción de una nueva estación en órbita terrestre y ya dispone de dos módulos en órbita. Esta estación espacial entrará en acción completamente una vez la ISS haya finalizado su periodo de funcionamiento

Teniendo la ISS como base, la industria aeroespacial ha logrado un desarrollo muy puntero de la ingeniería que permite a continuación poner el foco de atención en lugares más alejados a la Tierra, como es la Luna o Marte.

Las actuales misiones previstas por las agencias espaciales pasan por situar una estación espacial en un punto más alejado que la órbita baja terrestre. Se centran, principalmente, en una estación espacial en la órbita lunar, que permita aproximaciones más fáciles al astro vecino y punto de paso hacia Marte.

La propuesta más firme desarrollada por la NASA ha recibido el nombre de "Gateway" es en la que se está trabajando por parte de numerosas agencias espaciales de cara a desarrollar en el futuro próximo.

Gateway es un proyecto actual en fase de desarrollo por parte de la cooperación espacial internacional. Actualmente se ha abierto el concurso de propuestas para estudiar la viabilidad del mismo. De momento no existe un diseño determinado para lo que será la estación completa, pero todos coinciden en que será una estación modular, al igual que lo ha sido la ISS. Su objetivo es doble, como se ha mencionado antes: por un lado, ser un

centro de operaciones lunares (abriendo la posibilidad de facilitar la creación de una base lunar permanente), y por otro una primera parada en los futuros viajes a Marte.



Fig. 1.1. Uno de los modelos propuestos para la estación lunar Gateway

Será en esta propuesta en la que se inspire este estudio y se valore así la viabilidad (atendiendo principalmente desde un enfoque estructural) que tenga un proyecto de estas características.

La finalidad principal de este estudio se centrará, precisamente, en estudiar la construcción de una estación en órbita lunar que permita proseguir la investigación espacial.

Se elaborará una estructura determinada, diseñada y calculada acorde a las exigencias reales que permita la viabilidad del proyecto o su desarrollo posterior. El tiempo necesario para poder elaborar un proyecto de esta magnitud excede los límites de un Trabajo de Fin de Grado, pero se afrontará de forma genérica y estimada. Todos los datos manejados y las hipótesis establecidas están basados rigurosamente en documentos explícitos e incluidos en la bibliografía del trabajo.

Este proyecto consta de distintas fases de desarrollo. En primer lugar, es necesario definir claramente los objetivos que se pretenden obtener, indicado ya en el capítulo anterior. De forma más específica se define una misión que ha de cumplir, satisfaciendo las exigencias requeridas y que más adelante se especifican. Se ha de investigar y buscar toda la documentación posible al respecto, a través de fuentes fiables.

Existe en segundo lugar una fase de diseño, relativamente extensa, en la que se parte de las exigencias para elaborar una vía de estudio que permita un margen de maniobra suficiente para encontrar un resultado satisfactorio. En este apartado se ha hecho un amplio análisis de documentos oficiales, principalmente de fabricantes y agencias gubernamentales, para respaldar todas las decisiones que se toman durante el desarrollo del estudio.

Hay que definir los requerimientos de cada componente. Según los elementos considerados, es necesario estudiar sus necesidades y con ello qué sistemas o estructuras han de tener. Todo ello con elementos existentes en la industria de forma que sea un proyecto realizable a corto o medio plazo. Para ello habrá que elegir la forma, tipo de estructura y materiales que la compondrán. Cuando ya se ha establecido la función de cada componente, habrá que buscar qué subsistemas conllevan, y estudiar la manera de incorporarlos. Esto implica también un estudio de los elementos básicos de cada función y la forma de que funcionen en el espacio.

También hay que buscar una manera viable de realizar este proyecto. Al ser una estación en órbita lunar, hay que conocer las distintas vías de lanzamiento de un módulo a dicho punto del sistema solar. Para ello, se han de barajar propuestas reales que determinarán también muchos de los requerimientos de los puntos anteriores.

Finalmente, se pasa a un apartado de cálculo. En este estudio, que abarca exclusivamente el análisis estructural de la solución propuesta, se utiliza el método de elementos finitos mediante el programa ABAQUS en su versión académica, que permite un número ilimitado de nodos. Se trata de hacer un diseño levemente iterativo de la solución en base a los resultados que se van obteniendo para de esta forma cumplir con las especificaciones.

Desde el plano estructural, se establecerán como condiciones de contorno las necesidades antes estudiadas y se calculará, bajo las condiciones del problema que sean necesarias, el tipo de estructura que permitirá alcanzar todos los objetivos anteriores.

1.2. Objetivos

El objetivo principal de este trabajo es el de hacer un diseño y cálculo preliminar de un módulo espacial en órbita lunar. Se establecen así varios objetivos parciales para el estudio: en primer lugar, se busca colocar la estación espacial (con vistas a ser ampliada) en el punto de Lagrange L2 del sistema Tierra-Luna. Esto conlleva establecer cuáles serán los requerimientos de esta estación (cuántos módulos, de qué tipo...) y definir la composición de la estación para poder conocer el marco de acción.

El segundo objetivo parcial es un objetivo estructural: se busca desarrollar un modelo y someterlo a la simulación de los estados de carga a los que se va a enfrentar. Los resultados obtenidos mediante el método de elementos finitos en dicha simulación han de estar dentro de los valores requeridos.

Por último, el peso de la estructura ha de ser suficientemente bajo como para poder lanzarse con un cohete existente. Todos estos resultados se obtendrán mediante el método de elementos finitos.

1.3. Marco regulador

Actualmente, no existe una regulación internacional que dictamine la naturaleza de las operaciones o legislación del territorio externo al planeta tierra. De igual manera, no existe ninguna ley que establezca un marco jurisdiccional sobre la maquinaria de exploración y experimentación que se utiliza. Si bien la mayoría del presupuesto destinado a la exploración espacial es invertido por parte de la NASA (*National Aeronautics and Space Administration*), existen numerosas agencias espaciales que persiguen los mismos objetivos mediante procedimientos independientes, previsiblemente siempre con un componente muy alto de colaboración. A la hora de realizar este trabajo se han tratado de buscar las soluciones más universales y estandarizadas posible de acuerdo a facilitar el trabajo conjunto entre las distintas organizaciones.

1.4. Descripción de la memoria

Este trabajo está dividido en varios capítulos. Tras haber realizado una breve exposición de la naturaleza del estudio, en el segundo capítulo se desarrolla todo el proceso de diseño que se lleva a cabo. Se analizan, por una parte, los elementos que han de estar presentes en el módulo, y se establecen unos límites que nos permitan validar o no el resultado obtenido. En este capítulo se explican también todos los elementos que componen la estación que se va a diseñar.

En el tercer capítulo se detalla el proceso de cálculo mediante el que se obtienen los resultados numéricos, de forma que podamos identificar si el modelo propuesto es válido o necesita alguna mejora. También se detallan los distintos prototipos que se han elaborado y los motivos que los justifican.

En el cuarto capítulo, muy breve, se hace un resumen del presupuesto requerido para efectuar este estudio.

En el quinto se comentan los resultados y las observaciones obtenidas del proceso de cálculo y diseño y las líneas de trabajo posibles.

Por último, se junta la bibliografía con todas las referencias que respaldan los datos utilizados y las hipótesis manejadas.

2. DISEÑO

2.1. Antecedentes

Desde los años 60, el ser humano con las agencias espaciales rusa y estadounidense en cabeza, ha estado buscando la manera de establecer un lugar fijo para habitar durante un periodo prolongado de tiempo.

La primera en conseguirlo fue La Unión Soviética en 1971 con el programa Salyut. Consistía en una serie de bases espaciales que se renovarían cada cierto tiempo (2-3 años). Estas bases no serían reabastecibles, y se lanzaría una nueva cuando el módulo anterior dejase de ser funcional, lo que conlleva una serie importante de lanzamientos con gran carga y constantes rediseños de las estaciones. Esto también les permitía solucionar los fallos observados en los modelos anteriores para mejorarlos en los siguientes módulos. El programa estuvo operativo hasta 1986, cuando la Salyut 7 finalizó su vida útil y tomó su relevo el programa Mir.



Fig. 2.1. Módulo Salyut 7

Los estadounidenses, por su lado, consiguieron poner en órbita en 1973 su laboratorio Skylab, mediante el que pretendían competir con la Unión soviética persiguiendo el mismo objetivo. Con este elemento se buscaba estudiar determinados fenómenos que únicamente suceden en ausencia de gravedad, por lo que son impracticables en la Tierra. Este elemento estuvo ocupado 171 días en órbita antes de caer en 1979. Fue lanzado en una misión no tripulada, lo que le permitió tener una mayor carga útil, pero debido a problemas en el despegue tuvo menor generación de potencia de la planeada.



Fig. 2.2. Módulo Skylab

El programa MIR supuso un importante avance ya que estableció el funcionamiento por módulos de una estación espacial, un sistema que se sigue utilizando hasta la fecha. Este consiste en el acoplamiento en órbita de diversos elementos con funciones distintas y con nodos que permitan su ampliación a lo largo del tiempo, especialmente en su capacidad energética. El primer módulo lanzado permitía propulsar la estación y entregar energía a los módulos posteriores. Se lanzaron un total de 7 módulos con misiones tripuladas gracias al transbordador espacial estadounidense y otras no tripuladas. La estación, preparada para sostener la vida de hasta 3 astronautas llegó a permitir convivir hasta 7 astronautas simultáneamente y permitía el atraque de varias cápsulas al mismo tiempo.



Fig. 2.3. Estación espacial Mir

Con la descomposición de la Unión soviética en 1991, se finalizaron los programas espaciales hasta la fecha (Como el progrma Mir 2) y tomó las riendas la agencia espacial estadounidense (NASA), que disponía de un programa para rivalizar con el Mir soviético llamado Freedom en el que también estaban invitadas a participar la Agencia Espacial Europea (ESA) y la agencia espacial japonesa.

El conocimiento técnico y la experiencia estadounidense en esta época era menor, lo cual fomentó que en 1995 se crease una cooperación entre las agencias que pretendían desarrollar el programa Freedom y la agencia espacial rusa, creándose así el programa

ISS (International Space Station) en el que la agencia rusa pudo poner en marcha una gran parte del trabajo elaborado durante el programa Mir 2 que no se había llegado a finalizar. La ISS se inició el 20 de noviembre de 1998, cuando el primer módulo, Zarya, se puso en órbita inaugurando así la estación actual, que por el momento dispone de financiación hasta 2024.



Fig. 2.4. Estación Espacial Internacional (ISS)

Esta estación es muy similar a la Mir, pero con varios de los problemas que tuvo esta ya resueltos. A lo largo de la última década se han enviado a la ISS multitud de módulos muy variados en los que han participado la gran mayoría de las estaciones espaciales del mundo y han permitido grandes avances científicos. Está habitada en todo momento con al menos dos personas y puede llegar a albergar hasta 6 astronautas durante varios meses. Dispone de puertos de atraque para todas las agencias espaciales y sus dimensiones permiten un volumen habitable de $931.57 m^3$.

La agencia espacial china, por su parte, y con el objetivo de convertirse en una potencia espacial relevante, inició en 1992 el Proyecto 921-2 que se materializó en 2011 con el lanzamiento de su laboratorio espacial Tiangong 1. Permite albergar hasta 3 astronautas. A este módulo se le sumó otro llamado Tiangong 2, utilizado como módulo de carga y se esperan añadir más con el objetivo de tener una estación espacial lista para cuando la ISS deje de funcionar, habiendo prestado este servicio durante aproximadamente 20 años.

La siguiente frontera se encuentra, a ojos de la cooperación espacial internacional, en acercarse más a los grandes astros más próximos a la Tierra: la Luna y Marte. Una de las propuestas existentes más desarrolladas actualmente es el proyecto "Gateway", una estación espacial en órbita lunar. La intención es utilizarlo tanto de base de operaciones para realizar continuas misiones de exploración humana en la Luna, como también un punto intermedio en las misiones que se proponen para llevar astronautas a Marte.

Los módulos propuestos para esta estación espacial proceden de todas las agencias y empresas espaciales alrededor del mundo. Existen propuestas muy innovadoras, como la de añadir módulos inflables a la estación con el objetivo de que sean módulos hábitat o un módulo de aterrizaje para realizar misiones en la superficie lunar. También existen propuestas para colocar módulos habituales como los de la ISS (potencia, laboratorio,

brazo robótico...).

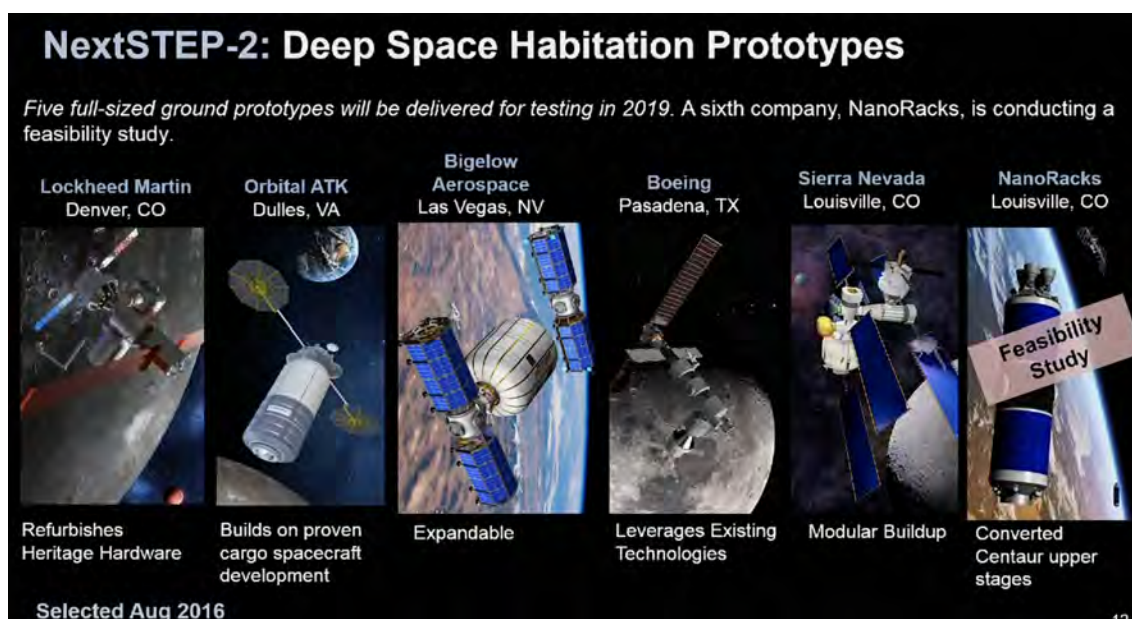


Fig. 2.5. Propuestas de varias empresas espaciales

A fecha de Mayo de 2019, la NASA ha otorgado el contrato para la construcción del primer módulo que se lanzará para conformar esta estación. Este será el módulo de potencia, y será lanzado por un cohete comercial de los que se encuentran actualmente en producción que aun está por determinar. Independientemente de la línea seguida la iniciativa Gateway, desde el estudio se evaluarán los requerimientos necesarios para realizar un proyecto semejante y se determinará y justificará la forma de alcanzarlos.

2.2. Definición de la estación

Como se anticipaba en el apartado anterior, la base espacial propuesta tendrá una composición modular. Para esto, se han valorado varias opciones. La primera que se ha considerado es la de lanzar un único módulo espacial, ampliable, pero con todo lo necesario para una estancia duradera en la órbita lunar durante las primeras fases del desarrollo del programa. Para ello, sería necesario un volumen útil muy elevado, donde sea posible almacenar combustible para el reajuste de la estación, espacio para colocar baterías que almacenen la energía en los periodos sin sol y espacio para que habiten los astronautas.

Teniendo en consideración que ningún módulo de la ISS actualmente tiene espacio para albergar de forma eficiente todos estos elementos y que la capacidad de carga útil se ve considerablemente mermada conforme nos alejamos de la Tierra, se ha descartado esta opción y se buscarán alternativas que no exijan un desarrollo tan exigente de la industria actual.

En contraposición, se ha considerado en segundo lugar una estación espacial que disponga de muchos módulos pequeños, enviabiles mediante cualquier cohete comercial. Esta

opción es la más factible en cuanto a la capacidad técnica actual, ya que podrían utilizarse lanzadores que están actualmente en producción y que han sido testeados en una gran cantidad de ocasiones. No obstante, tras haber barajado esta opción se ha llegado a la conclusión de que sería necesaria una cantidad muy grande de lanzamientos y se ampliaría considerablemente el plazo de finalización del proyecto, ya que además habría que actualizar de forma habitual los elementos más limitados para actualizarlos a las continuas ampliaciones de la estación. Esta opción no se descarta en su totalidad, ya que la estación está prevista que sea modular y con ello se pueden añadir también elementos de tamaño y prestaciones más reducidas. Sin embargo, no se considera que los primeros elementos tengan que tener una proyección de vida útil tan corta y se apuesta por módulos más rentables a largo plazo.

Por esto, la opción considerada en tercer lugar se ha visto como la más adecuada: se diseñarán varios módulos iniciales, exprimiendo todo lo posible las capacidades de lanzamiento que se encuentren a corto plazo. Esto implicaría cohetes actuales (los de mayores prestaciones) o próximos a salir al mercado. La estación, como ya hemos dicho, será modular y ampliable, pero habitable desde sus primeras fases. Para esto, la estación ha de contar con dos elementos fundamentales: un espacio donde habiten los astronautas y otro elemento encargado de generar potencia.

En primer lugar está el hábitat de los astronautas. Puesto que será habitable desde el primer momento, antes de que el resto de la estación esté finalizada, los astronautas han de tener espacio para dormir, comer y realizar experimentos. Para esto se necesita un módulo amplio, que soporte todos los elementos indispensables para permitir la permanencia por un largo período de tiempo de una determinada tripulación de astronautas.

A continuación, deberá existir también un módulo de potencia. Este elemento realmente es el más indispensable, ya que permitirá a la estación funcionar con y sin habitantes en ella. Hay muchas formas de plantearlo (varios módulos, uno para cada tipo de energía o bien uno que contenga todo) pero se ha considerado que la opción más viable es la de construir un módulo genérico de potencia, con capacidad suficiente como para alimentar toda la estación (con previsiones a medio-largo plazo) y de esta manera ahorrar tiempo y presupuesto en lanzamientos. Este módulo habrá de ser capaz de proveer a la estación energía de, por lo menos, 3 maneras:

La primera, este módulo ha de ser capaz de generar energía eléctrica. Como hasta ahora, todos los módulos espaciales que no se alejan en exceso del sol transforman la radiación de este en energía eléctrica mediante placas solares. A priori, este será el medio principal de obtención de energía.

En segundo lugar, está la acumulación de energía en los periodos de oscuridad (cuando un cuerpo se interpone entre la estación y el sol). Ha de tener una capacidad de almacenamiento capaz de suministrar la suficiente potencia a la estación durante el periodo de tiempo que dure el eclipse.

Por último, ha de disponer de potencia propulsora para los reajustes de la órbita. Exis-

ten varias formas de llevar a cabo este fin. Usualmente se suele utilizar combustible gaseoso ya que permite la sinergia con otros sistemas del interior, y será el que se considerará a la hora de desarrollar la estación.

La estación estará pensada para poder añadir más módulos en función de los objetivos parciales o nuevas vías de investigación que se consideren. En el estudio preliminar que abarca este informe se pensará en una estación únicamente con estos dos elementos, ya que son los que se han de lanzar en primer lugar, y también son los que han de existir imprescindiblemente. El resto son optativos y dependen del objetivo perseguido y de cada misión. A modo ilustrativo, el fin será obtener un conjunto similar al que tuvo la estación espacial Mir soviética en su origen:

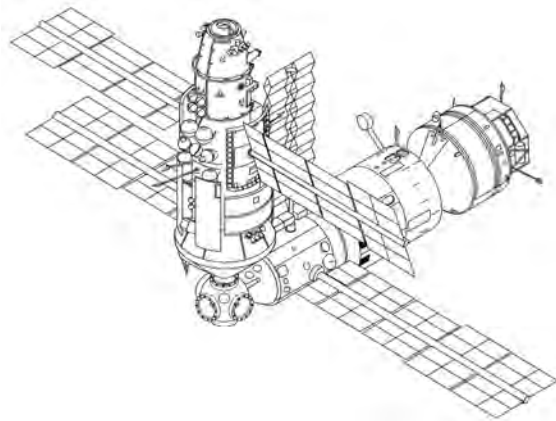


Fig. 2.6. Estación Mir en el año 1989

Para permitir el desarrollo modulado de la estación, los elementos que la conformen habrán de tener conexiones compatibles unos con otros, y para facilitar la construcción del conjunto se añadirán elementos nodales (conocidos como Nodos) que permitirán conectar un número elevado de elementos. Esto definirá el requerimiento de compatibilidad de los módulos.



Fig. 2.7. Nodo colocado en la ISS

Como líneas futuras de ampliación de la estación, se preveerá la presencia de elementos que, aunque son optativos, han contribuido a una mejora en la calidad del funcionamiento y manejo de la estación en proyectos anteriores y por lo tanto se tendrán en cuenta en el desarrollo de este. Estos elementos son, por ejemplo, un módulo cúpula, donde los astronautas pueden observar el exterior de la estación y de esta manera conocer el estado de la misma y guiar a los astronautas desde dentro cuando realicen alguna tarea en el fuselaje.



Fig. 2.8. Módulo cúpula de la ISS

Otro de estos elementos será el brazo robótico. Existen varios modelos en funcionamiento que responden a esta característica, pero el más versátil es el diseñado por la ESA (Agencia Espacial Europea) que es muy ligero y puede moverse a lo largo de toda la estructura.

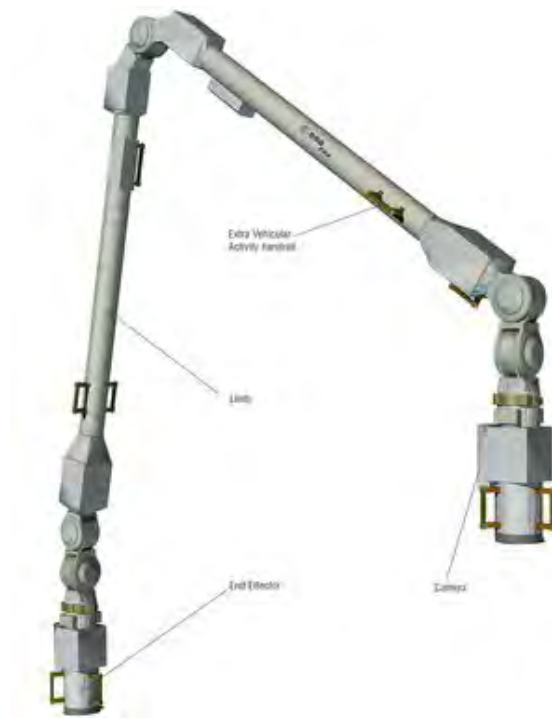


Fig. 2.9. Brazo robótico diseñado por la ESA

Un elemento también importante es el de un módulo dedicado exclusivamente a tareas de laboratorio. Este tendría instrumentación dedicada y posibilidad de guardar cultivos y otros elementos. En la ISS existen varios módulos similares, como el Destiny diseñado por la NASA o el Columbus por la ESA. La generación de potencia debería permitir el establecimiento de una cantidad similar en esta estación junto a los elementos antes mencionados.

También, si fuera necesario se podrían añadir elementos Truss (estructuras plegables que den rigidez a la estación) y nuevos elementos de potencia que amplíen la capacidad inicial de la estación.

Como resultado final estimado, la estación debería estar preparada para ser muy similar a la ISS actual, o a muchas de las propuestas existentes para la gateway; es decir, de forma orientativa sería una estructura similar a la de la imagen siguiente:

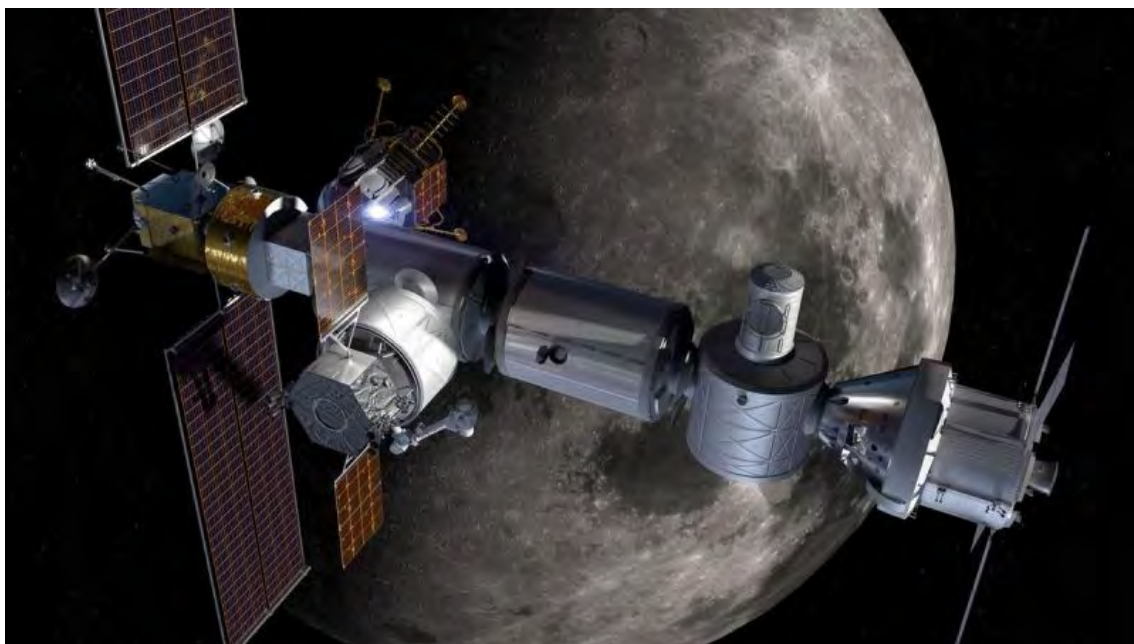


Fig. 2.10. Modelo digital propuesto para la estación espacial Gateway

Se recuerda también que esta estación tendría una gran desventaja con respecto a la ISS, que radica en el coste energético de la operación de colocar un módulo en este punto. Implica que repetir todas y cada una de las operaciones realizadas en la ISS no es algo trivial, motivo por el que este diseño desarrollará únicamente la puesta en marcha del proyecto, pero no puede atender todos los elementos posteriores.

2.3. Definición de la misión

La misión que tiene lugar en este informe consiste en situar una estación espacial en órbita lunar. Al igual que con la Estación Espacial Internacional, es necesario coordinar y planificar bien el lanzamiento de todos los módulos para que vayan cubriendo prioritariamente las necesidades de la misión.

Para poder situar un elemento en órbita lunar, es necesaria una maniobra de propulsión conocida como Inyección Translunar TLI (Trans-Lunar Injection). Esta operación supone un esfuerzo de propulsión considerable, que limita en gran medida la carga útil disponible en el método de lanzamiento a utilizar. Es por ello que casi todos los cohetes comerciales indican claramente la capacidad de carga que son capaces de transportar a cada punto del sistema.

En la misión que se estudiará en este documento, al igual que en la mayoría de diseños que se han presentado para esta propuesta de la cooperación espacial internacional, se ha planificado que la estación espacial esté situada en el punto de Lagrange 2 del sistema Tierra-Luna (conocido con L2). La ventaja que tiene esta ubicación es que la posición relativa con respecto a ambos cuerpos del sistema (la Tierra y la Luna) es siempre la misma. En concreto, el Punto de Lagrange L2 tiene la ventaja con respecto a otros de

que la zona circundante es relativamente inestable gravitacionalmente, lo cual supone una protección natural contra el polvo espacial. Además, es un punto cercano a la superficie de la Luna (lo que facilitaría las operaciones en su superficie). La consideración más importante a tener en cuenta sin embargo es que precisamente al ser gravitacionalmente inestable, es necesario corregir la posición orbital de la estación de forma habitual para que no se sitúe fuera de este punto.

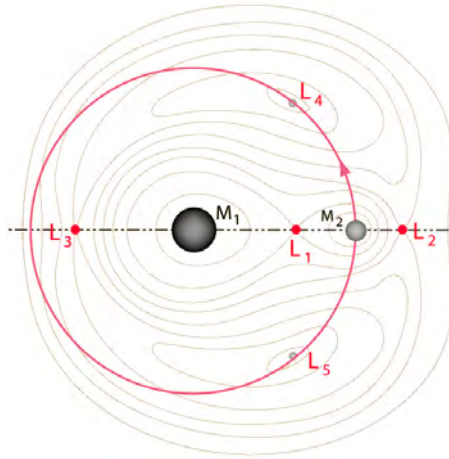


Fig. 2.11. Puntos de Lagrange de un sistema con dos masas

La Luna se encuentra a una distancia de 384.400 km de la superficie de la Tierra, lo que la sitúa en un lugar considerablemente más alejado que la Estación Espacial Internacional, que se encuentra en la Órbita Baja Terrestre a aproximadamente 400km. Esto repercute negativamente en las prestaciones necesarias para alcanzar dicho punto. Existe la posibilidad de enviar el cohete directamente a la órbita lunar, pero también es posible realizar una maniobra conocida como Flyby, que consiste en realizar una o varias oscilaciones elípticas alrededor de la Tierra (u otro astro) de forma que tomando impulso gravitatorio se ahorre parte de la energía dilatando un poco más el tiempo de llegada. El tiempo estimado para un viaje directo a la luna está estimado en aproximadamente 6 días. Para permitir la maniobra que se ha mencionado antes, se tomará en consideración que el viaje tendrá una duración estimada de 9 días.

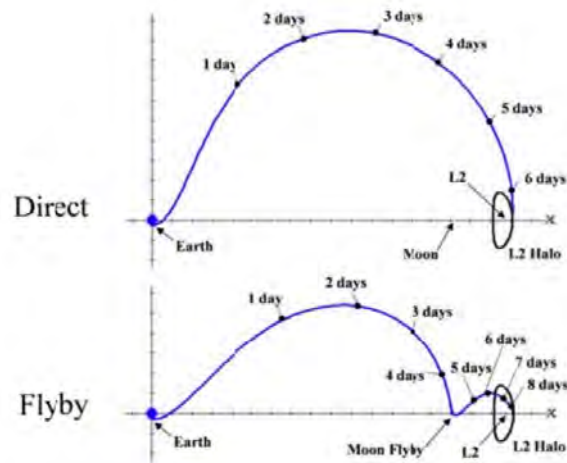


Fig. 2.12. Comparación de energía requerida en dos maniobras distintas de entrada en órbita lunar

2.4. Selección del lanzador

2.4.1. Valoración el cohete a utilizar

Para poder limitar la capacidad de diseño para la estación espacial en órbita lunar, se va a estudiar la viabilidad que existe a día de hoy o a corto plazo para esta clase de proyectos. De forma muy breve, se expondrán las alternativas más relevantes que se han tenido en cuenta.

En primer lugar, se ha echado un vistazo a los cohetes que ofrece la NASA, actualmente la agencia espacial con mayor inversión económica. Hoy en día la NASA subcontrata los servicios de lanzamiento debido a que está en desarrollo el cohete conocido como **SLS** (Space Launch System). Uno de los objetivos que tiene la fabricación de este lanzador es el de ser la herramienta necesaria para poder desarrollar una misión sostenible y viable a la Luna y a Marte. Dispone de varias configuraciones, cada una con una capacidad de carga útil distinta. A día de hoy se está finalizando el desarrollo de la primera de las configuraciones, conocida como Bloque 1. El bloque 1 únicamente es capaz de enviar un módulo tripulado o, en su lugar, un pequeño módulo no tripulado de peso máximo 27 toneladas. Esta es una versión previa para poder alcanzar la órbita lunar, pero realmente el módulo que se considera más apropiado para esta misión, es el bloque 1B, que tiene previsto su lanzamiento a priori en el año 2020. A través de esta disposición se podrían poner en órbita lunar hasta 40.8 toneladas.

Por último, está previsto el lanzamiento del Bloque 2. Esta configuración es la más potente, ya que sería capaz de enviar hasta 45 toneladas a la órbita lunar. En cualquier caso, la propia NASA considera empezar la construcción de una estación espacial en órbita lunar antes del lanzamiento de este módulo, ayudándose del bloque 1B.

En la siguiente imagen se puede ver un esquema más visual de las configuraciones que ofrece este lanzador:

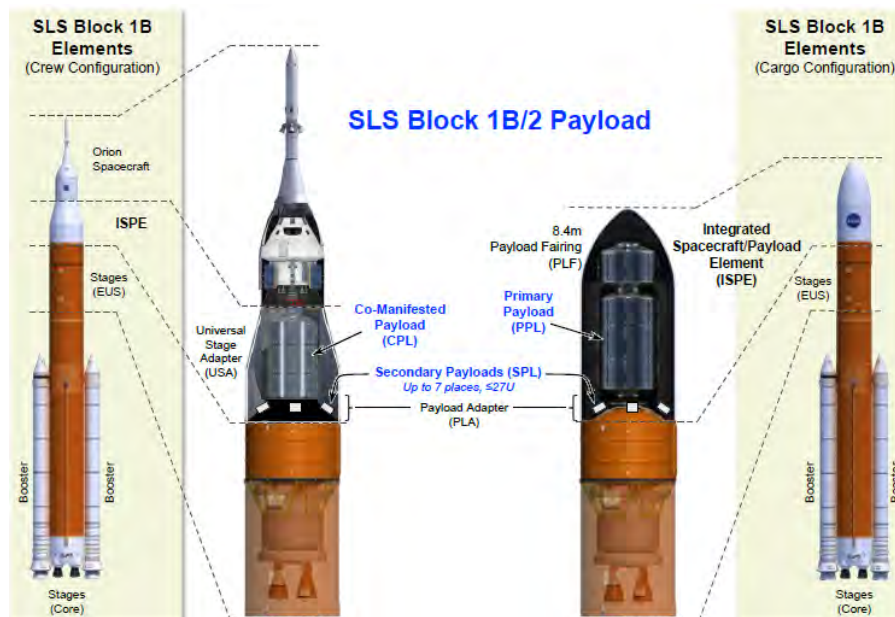


Fig. 2.13. Posibles configuraciones del fairing

En segundo lugar se tiene uno de los cohetes comerciales que fabrica la empresa SpaceX, en concreto el **Falcon Heavy**. Esta iniciativa cada vez está tomando más protagonismo en la industria espacial, ya que trabaja en paralelo con la NASA persiguiendo sus propios objetivos y a menudo es un proveedor de contratos espaciales de la propia agencia del gobierno estadounidense.

En la fecha en la que se redacta este documento, el Falcon Heavy no ha sido utilizado todavía en ninguna misión comercial, habiendo realizado únicamente ensayos técnicos (exitosos). Sin embargo, estando previstas varias misiones a lo largo del 2019, sumado a que otros cohetes de la misma empresa se utilizan por parte de la NASA especialmente en misiones de aprovisionamiento y recarga de combustible de la ISS, lo sitúan como una opción relevante.

En la propia página web de la empresa SpaceX aparecen las especificaciones de este cohete:

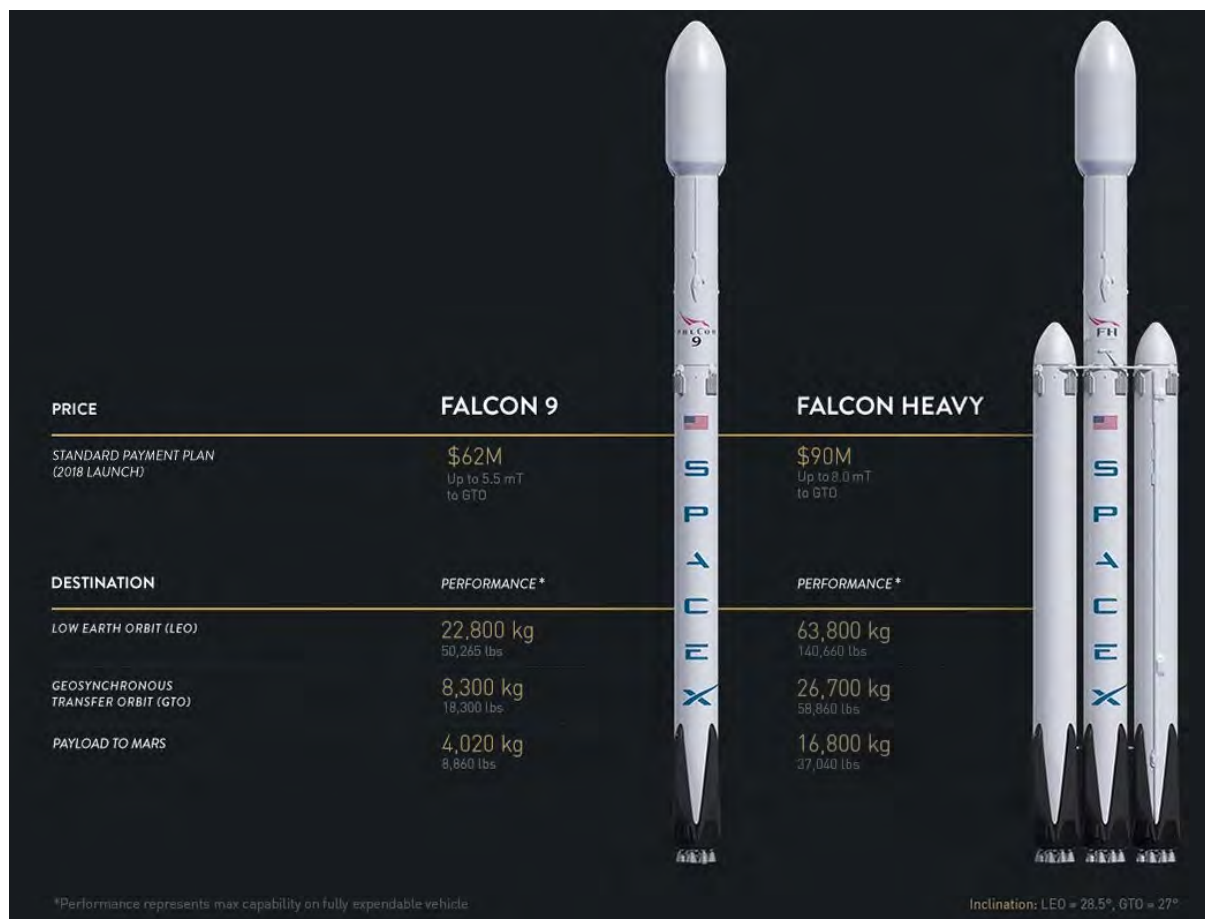


Fig. 2.14. Especificaciones de los cohetes Falcon 9 y Falcon Heavy de SpaceX

En ellas aparece la carga máxima a LEO (Órbita Baja Terrestre) y a Marte, como se muestra en la anterior imagen. La carga útil máxima a la luna no viene especificada. Sin embargo, se observa que la capacidad a órbita baja terrestre es sustancialmente menor que en el lanzador de la NASA, al igual que la carga útil a Marte; por lo que si bien sería una solución a valorar si se tuviera como límite el coste de la operación (SpaceX permite lanzamientos considerablemente más económicos que la NASA), no sería la opción ideal si el objetivo es llevar la máxima carga posible a la órbita lunar.

En tercer lugar, se han revisado también los cohetes fabricados por la Agencia Espacial Europea. En este caso, el cohete que se utiliza actualmente es el **Ariane 5**, capaz de enviar 16 toneladas a la órbita baja terrestre. Puesto que el objetivo es enviar un peso relevante a la órbita lunar, este cohete tendría unas prestaciones muy reducidas y no sería compatible con la operación que se propone realizar. El Ariane 5 es capaz de enviar en su configuración ECA hasta 21 toneladas a la órbita baja y 10 toneladas a la órbita geoestacionaria terrestre, y esto supondría un peso muy limitado en la órbita lunar. Actualmente está en desarrollo el Ariane 6, pero su finalidad es muy similar a la del Ariane 5 por lo que no supondría una capacidad mayor que la de los cohetes estadounidenses en desarrollo.

Tras la finalización del programa Transbordador Espacial de la NASA, la industria aeroespacial rusa se convirtió en la única capaz de enviar elementos al espacio a través de

su lanzador **Soyuz-2** (una variante mejorada de la Soyuz original que se ha utilizado hasta nuestros días). Es capaz de poner en órbita baja terrestre hasta 8.2 toneladas y únicamente 3.25 toneladas en órbita geoestacionaria. Evidentemente, este cohete estaría muy limitado para el objetivo que se quiere alcanzar.

Existen también otras propuestas como el cohete CZ-5 de la agencia espacial china, pero ninguna de estas propone una capacidad de carga como el cohete SLS de la NASA que se comentaba en primer lugar, por lo que finalmente para este estudio se utilizará este cohete como medio necesario para la construcción de una estación espacial en órbita lunar.

El cohete SLS dispone, como se mencionaba antes, de múltiples configuraciones de las cuales varias están actualmente en desarrollo. A grandes rasgos, las diferencias entre ellas pueden verse en la siguiente imagen:

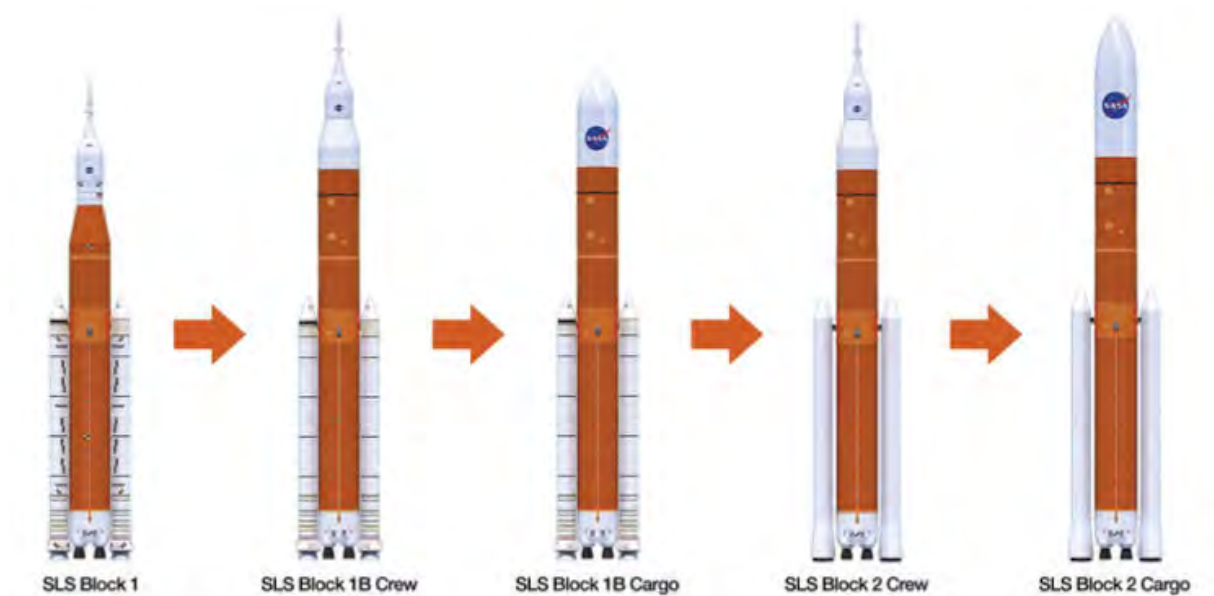


Fig. 2.15. Posibles configuraciones del cohete SLS de la NASA

En el siguiente apartado se explicarán más detalles acerca de la configuración más apropiada para alcanzar el objetivo.

2.4.2. Planificación del lanzamiento

En este estudio se va a proponer una estación espacial dividida en módulos, muy similar a la actual ISS y a las propuestas que se han desarrollado para este objetivo. Esto implica que la estación se iría construyendo poco a poco mediante constantes lanzamientos a la órbita lunar. Se hace así debido a que dos de las mayores limitaciones que existen en estas misiones es el volumen y la masa que es posible enviar. En la siguiente imagen mostramos las configuraciones de Cofia que tienen los cohetes para poder valorar cuál es la que más se ajusta a las necesidades del estudio:

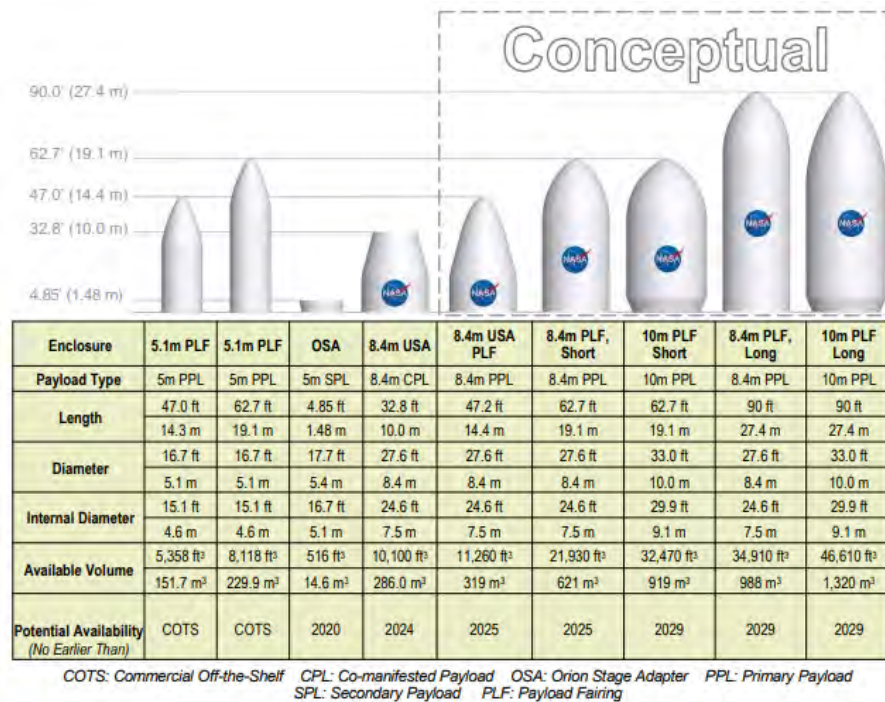
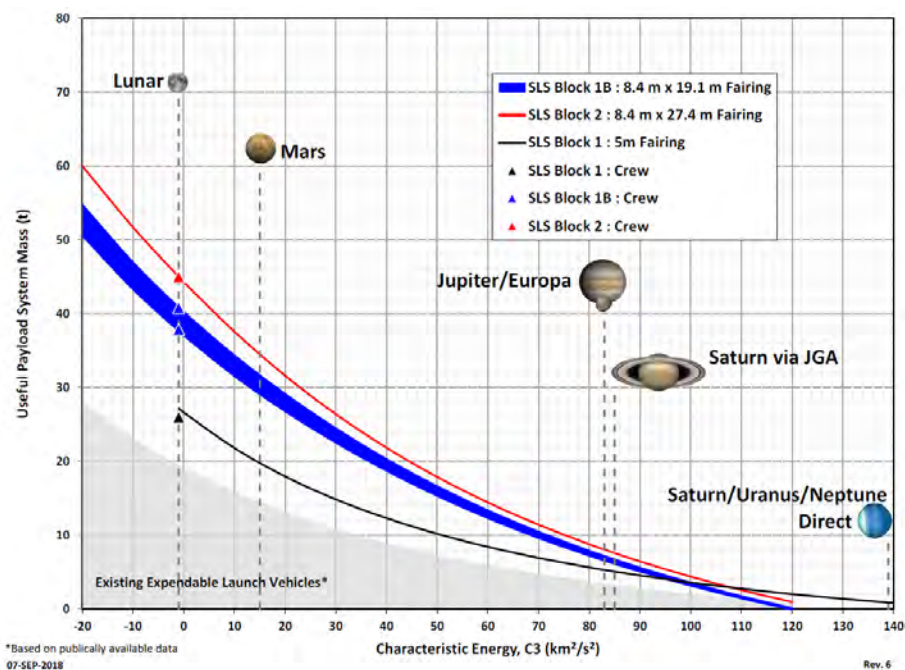


Fig. 2.16. Configuraciones de cofia en la configuración del SLS bloque 2 Cargo

A su vez, estas cofias se dividen en su correspondiente configuración de bloque. El Bloque 1 es capaz de enviar cofias de hasta 5m de diámetro. El bloque 1B podría utilizar las cofias de 8.4m de diámetro y el bloque 2 sería capaz de albergar hasta 10m de diámetro. Según la NASA, la limitación del peso que disponemos según el bloque elegido, está representada en el siguiente gráfico:



Los datos correspondientes a la órbita lunar permitirían, según el bloque elegido, los

siguientes datos de carga útil:

Bloque 1 5m x 19.1m (t)	Bloque 1B 8.4m x 19.1m		Bloque 2 8.4m x 27.4m (t)
	Min. Payload (t)	Max. Payload (t)	
27.2	37.6	40.8	45.0

TABLA 2.1. CARGA ÚTIL DEL COHETE SLS HASTA ÓRBITA LUNAR

El primer módulo que se lanzará será el módulo de potencia. Este elemento ha de ser capaz de maniobrar con la estructura, al menos en las primeras fases de desarrollo, y ser capaz de suministrar la energía necesaria para el correcto funcionamiento de la estación. Más adelante se instalarán previsiblemente nuevos elementos de obtención de energía a medida que vaya aumentando su consumo. En esta primera fase, el módulo se enviará en una misión no tripulada ya que el módulo dispondrá de los elementos necesarios para maniobrar y así se podrá permitir una mayor cantidad de carga útil para satisfacer todas las demandas energéticas de una gran parte del desarrollo inicial de la estación sin requerir posteriores lanzamientos.

Un estudio realizado en 2017 por la NASA[1] indica que la disposición óptima para misiones en las que el aterrizaje en el planeta de destino no es necesario es utilizando cofias más anchas y cortas, y de esta manera reducir el coste energético de la operación. Puesto que el objetivo de este estudio es el de colocar una estación en órbita, la cofia que se utilizará en primer lugar es la 8.4m PLF Short. La elección de esta es debido a que satisfaría las demandas de espacio y carga útil necesaria, al mismo tiempo que no se tomaría demasiado tiempo para llevarse a cabo ya que su disponibilidad está prevista para 2025. Más adelante, si el diseño lo permite, se valorará la incorporación de un pequeño nodo en este mismo lanzamiento. La masa máxima que se puede enviar con esta configuración es de 40.8 toneladas. Las dimensiones de esta cofia son las que aparecen a continuación:

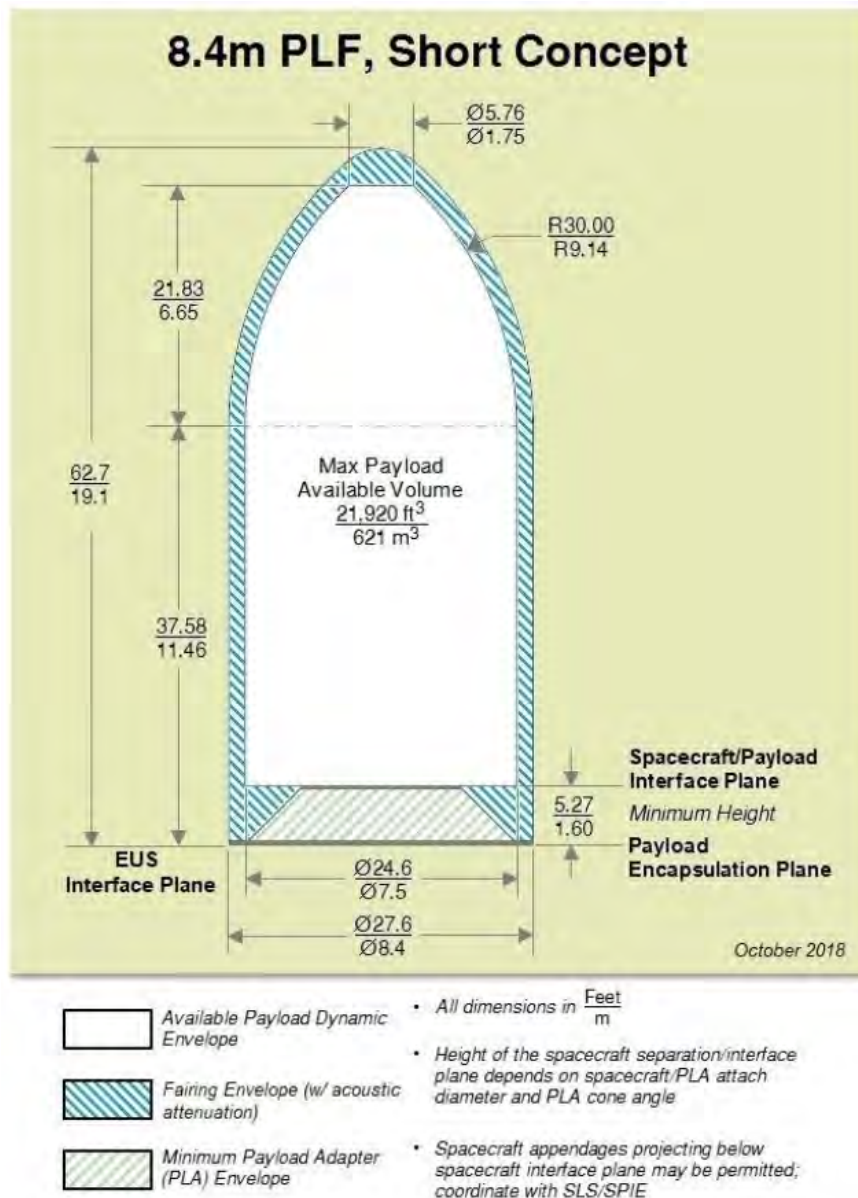


Fig. 2.17. Dimensiones de la cofia 8.4m PLF Short

A continuación de este lanzamiento se programará el más relevante para la investigación espacial en órbita lunar, ya que se realizará un envío tripulado en el que irá acoplada la cápsula orión además de un módulo hábitat para que los astronautas puedan pasar cierto tiempo en la órbita lunar. A priori está previsto un envío de 4 astronautas (es lo que permite la cápsula Orión) para que sean capaces de conectar el módulo hábitat al módulo de potencia anteriormente lanzado y puedan hacer las comprobaciones iniciales necesarias del correcto funcionamiento de todos los sistemas. Para este fin se utilizará el bloque 1B en su configuración Crew, lo que permite al igual que antes una masa máxima de 40.8 toneladas. Sin embargo, en este caso será necesario añadir el peso que implica llevar la cápsula Orión lo que dejará un margen algo menor. Las dimensiones para este elemento son las siguientes:

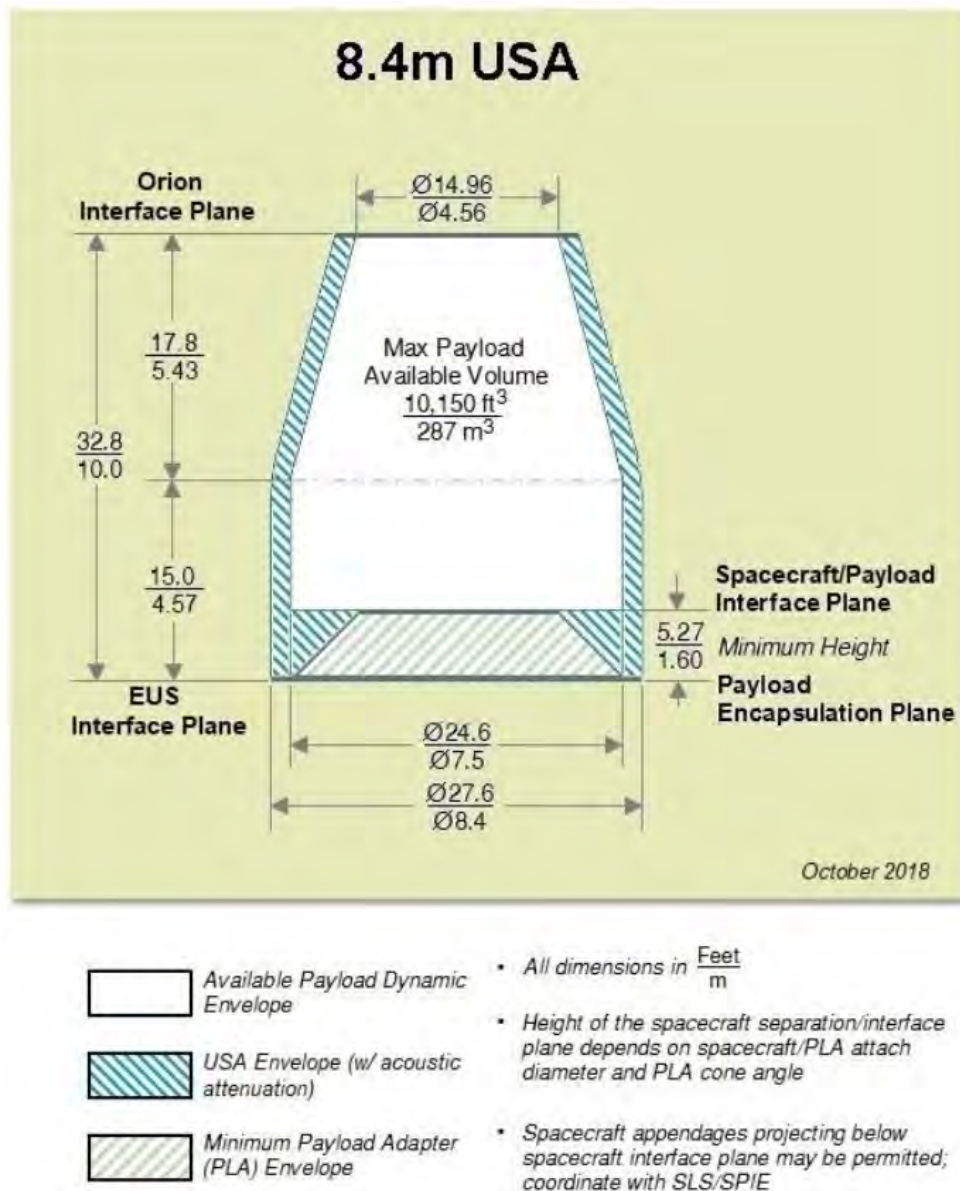


Fig. 2.18. Dimensiones de la cofia 8.4m USA

El período de estancia inicial de los astronautas en el espacio estará previsto para un máximo de 4 meses. En ese tiempo podrá haberse realizado otro lanzamiento que permita un reabastecimiento de los recursos, pero en cualquier caso las consideraciones serán tenidas en cuenta para un período de esta duración.

2.5. Previsión de los sistemas incorporados en el módulo de potencia

2.5.1. Propulsión

En este caso, se calcula que el módulo de potencia incorporado será similar al módulo de servicio de la cápsula Orión[2], diseñado actualmente por la ESA. Este módulo se compone de 33 motores y una de sus particularidades es que está diseñado para poder

hacer un vuelo de vuelta de la órbita lunar[3]. Dispone de un motor principal e 2700kgf (kg de fuerza) y un motor secundario auxiliar de 400kgf. Esto daría el empuje necesario a la estación para poder hacer maniobras en las fases iniciales y sería de una potencia similar a la que disponía el módulo Zarya, que fue el primer módulo de la ISS.

Más adelante, se podrá añadir un módulo de propulsión al uso, cuando la masa total de la estructura no sea manejable de esta manera. En la ISS, existe un módulo de propulsión que dispone de varios motores de corrección de la órbita, de acople y de estabilización con hasta 4174kgf[4]. Por lo tanto, uno de características similares podría añadirse en la Estación Espacial en Órbita Lunar. No obstante, esto no será objeto de estudio en este documento.

El módulo Zarya disponía de 860kgs de capacidad de almacenamiento de combustible ya que no es necesario su regreso a la Tierra. Posteriormente, en el módulo de propulsión amplió la capacidad 5760kgs más. Un diseño similar al del módulo de Servicio de la cápsula OLión permite una capacidad de almacenamiento de combustible de 9000kg. No obstante, puesto que nuestro estudio se centra en los primeros pasos del establecimiento de la estación en órbita lunar, contemplaremos una capacidad de almacenar combustible de 2000 kgs teniendo en cuenta imprevistos y ajustes continuos de la órbita al ser el punto L2 algo inestable. No necesitaremos más puesto que no es necesario el vuelo de regreso.

Con todo esto, las dimensiones que ocupará el módulo de servicio será de 3m de diámetro y 6.5m de largo. Será la parte del módulo de potencia donde irán los motores e irán acoplados los paneles solares y las conexiones, exceptuando las baterías y demás módulos a los que se deba acceder habitualmente. Esta zona no estará presurizada a priori.

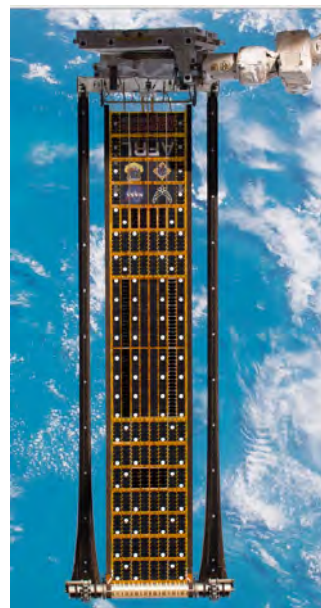
El peso total de los sistemas de propulsión se estimará similar al del módulo de servicio, lo que equivale a aproximadamente 3500kg[2].

2.5.2. Energía solar

En cuanto a la obtención de energía, en una misión relativamente cercana al sol en la que sea posible obtener la energía de la radiación que este emite, se utilizan principalmente paneles fotovoltaicos. Los informes más recientes sobre misiones tripuladas a la luna o Marte llevan incluidos las variantes más avanzadas de estos. En concreto, se utilizan los sistemas ROSA technology (Roll-Out Solar Array) y MegaFlex. Son sistemas que permiten minimizar el área que ocupan los paneles cuando están plegados.



(a) Sistema Megaflex



(b) Roll-Out Solar Array en la ISS

Fig. 2.19. Variantes avanzadas de paneles solares

El primero de ellos, ROSA, se compone de varios paneles enrollados. Se utiliza un eje de alta resistencia para evitar deformaciones plásticas, ya que debido a la longitud de los paneles, el riesgo de rotura a flexión que se genera en el eje es muy alto. En el caso de megaflex, se trata de una especie de abanico que permite que los paneles ocupen un volumen cúbico mínimo. Cuando estos se despliegan, además, forman una estructura circular compuesta a su vez por triángulos que le proporcionan una mayor rigidez geométrica.

En este estudio se ha considerado instalar los paneles ROSA dado que son más fáciles de apilar debido a su forma para conseguir la potencia eléctrica necesaria. Estos paneles tienen unas dimensiones de 14m de largo por 4.5m de ancho. La energía que puede generar cada panel es de 15-20kw. La ISS actualmente tiene una generación de energía de 84-120kw[5] (la cual se usan 75-90kw). Puesto que los paneles ROSA son de dimensiones más reducidas (especialmente plegados) que los de la ISS, será posible instalar una obtención de energía equivalente a toda la generada por la ISS en las primeras fases del desarrollo de la Estación espacial lunar. En este estudio se considerará la instalación de 8 de estos paneles que irán acoplados en el módulo de potencia.

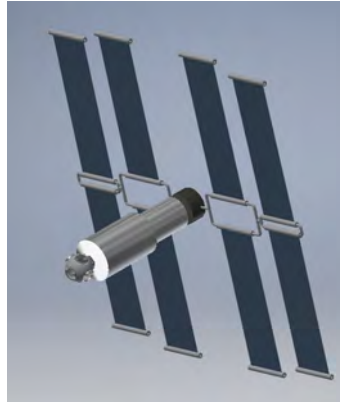


Fig. 2.20. Diseño a CAD del módulo de potencia con los paneles desplegados

Cada panel tiene un peso aproximado de 325kg[6], lo cual implica un total de 2600kgs.

2.5.3. Energía eléctrica

Todos los sistemas de la Estación Espacial funcionarán por medio de la energía eléctrica. Esto implica varias consideraciones. En primer lugar, es necesaria la acumulación de energía para los períodos en los que el sol no incide directamente sobre la estación. Por otro lado, que es necesario un volumen físico para almacenar esta energía. El volumen disponible en el interior del módulo de potencia es de $81,6m^3$

Para la acumulación de energía, se utilizarán las baterías más actuales, que son las de Ion Litio. La ISS ha estado hasta hace recientemente equipada con baterías de Níquel-Hidrógeno, pero estas disponían de una menor acumulación de energía en comparación al peso y al volumen, además de sufrir efecto memoria y por lo tanto tener una menor vida útil. Podemos ver una comparativa a continuación:

	Ni-Cd	Ni-H ₂	Li-Ion	System impact
Specific energy [Wh/kg]	30	60	165	Weight saving
Energy efficiency (%)	72	70	96	Reduction of charge power: solar panel
Thermal power (scale 1-10)	8	10	3	Reduction of radiator, heat pipe sizes
Self discharge (%/day)	0.5	5	0.3	No trickle and simple management at launch pad
Temperature range (°C)	0 to 40	-20 to 30	10 to 30	Management at ambient
Memory effect	Yes	Yes	No	No reconditioning
Energy gauge/monitor	No	Pressure	Voltage	Better observability of states of charge
Charge management	CC	CC	CC CV + Balancing	Weight saving
Modularity	No	No	Yes	One cell design, ability to put cells in parallel

Fig. 2.21. Comparativa de los distintos tipos de baterías

Las baterías se colocarán en bloques iguales que los de las baterías de Níquel-Hidrógeno que se colocaban originalmente en la ISS para mantener la estandarización de las con-

xiones y son como los que se muestran a continuación, con la diferencia de que pesan aproximadamente la mitad (194kg cada una[7]):

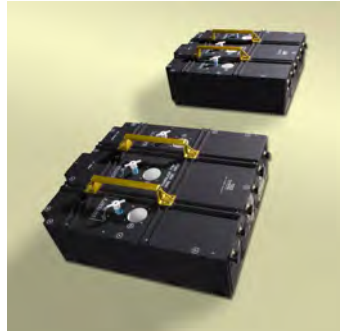


Fig. 2.22. Baterías del telescopio espacial Hubble

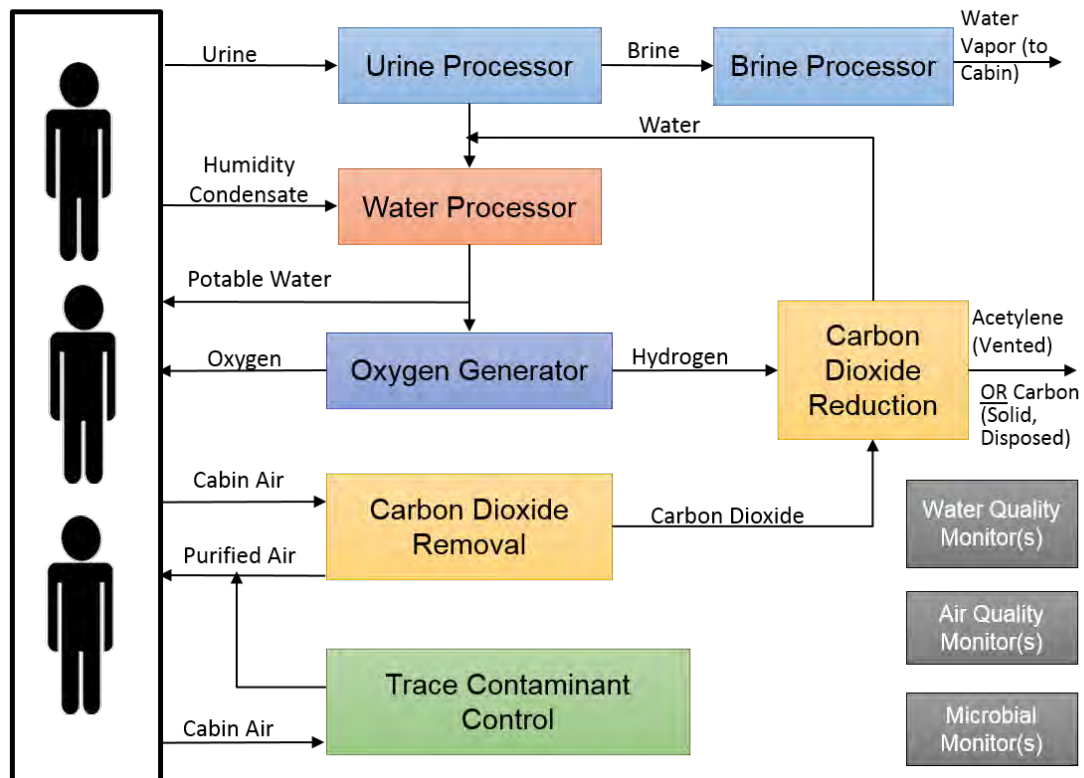
Se va a estimar una capacidad de proporcionar electricidad de hasta 24h seguidas, aunque no se espera que la estación esté oculta del sol tanto tiempo. Sin embargo, puede ser útil cuando se trabaje con el mantenimiento o reajuste de los módulos de potencia. Esto implicaría la necesidad de 90kw durante 24 horas, lo cual es una capacidad total de almacenaje de energía de 2160kwh. Una batería de ión litio tiene típicamente una capacidad de almacenar 150Wh/kg de energía[8] (existen variantes mejoradas, pero se utilizará esta cifra para no limitar en exceso la utilización de uno u otro tipo). Esto quiere decir que para suministrar la energía necesaria, se necesita un total de 14400 kgs. Cada batería tiene un peso de 194kg, por lo que serán necesarias aproximadamente 72 baterías. Cada batería mide[9] 91.5x81.3x28.0cm, lo que implica un volumen de $208.3dm^3$. El módulo dispone de espacio suficiente para este fin.

2.6. Previsión de los sistemas incorporados en el módulo hábitat

2.6.1. Sostenimiento de la vida a bordo

A la hora de definir los requisitos necesarios para un viaje al espacio, el primero y más fundamental es el de ser capaces de sostener la vida a bordo. Los sistemas necesarios, según indica la propia NASA, se resumen en la siguiente imagen:

Simplified Life Support Systems Schematic



En primera instancia, se pueden enumerar los elementos que están implicados en este objetivo:

- Oxígeno
- Agua
- Comida
- Procesamiento de residuos

Según la NASA, el consumo de estos elementos puede medirse utilizando la siguiente tabla[10]:

Requerimientos		
Elemento	En la Tierra (Kg/pers./día)	En el Espacio (Kg/pers./día)
Oxígeno	0.84	0.84
Agua para beber	10	1.62
Comida deshidratada	1.77	1.77
Agua para la comida	4	0.80

TABLA 2.2. REQUERIMIENTOS EN KILOGRAMOS POR PERSONA Y DÍA

Los sistemas de sostenimiento de vida irán en el módulo hábitat, ya que es el que dará cobijo a los astronautas durante la misión.

Oxígeno

En las misiones actuales se emplean varios sistemas regenerativos de elementos entre los cuales se encuentra el oxígeno[11]. A partir de la electrólisis del agua no potable procedente tanto de la quema de combustible como del agua obtenida por el sistema de aire acondicionado es posible obtener una mezcla perfectamente respirable por el ser humano, haciendo así la estancia más sostenible. Este proceso es capaz de generar hasta 9 kgs de oxígeno al día, y genera una media diaria de 5.5kgs. Está diseñado para sostener a una tripulación de 6 personas. A partir de los consumos propuestos por la NASA, 6 personas consumirían en la estación un total de 5.04kgs/día, por lo que en principio debería cumplir con las especificaciones. No obstante, se incluirá una cantidad prudencial de oxígeno inicial y también para situaciones de emergencia o en las que la tripulación, en fases de desarrollo posteriores de la estación, sea mayor a 6 tripulantes. Se establecerá que esta cantidad sea de 100kgs, que cubrirían con creces un viaje de vuelta a la Tierra para 6 personas. El peso del sistema implicado en este proceso es de 674.5kgs[12].



Fig. 2.23. Oxygen Generation System Rack

Comida

En este caso, la comida es algo que no es posible regenerar en la estación espacial. Además, el consumo de este elemento supone un peso considerable en función de los tri-

pulantes que habiten en la estación. Según la NASA, el consumo de comida deshidratada diario por tripulante es de 1.77kgs. Suponiendo una tripulación de 4 personas, el consumo diario ascendería a los 7.08kgs. Esto implica que, en un período de 4 meses, el peso en comida deshidratada asciende a 849.6kgs. Por precaución, se estimará una cantidad de 900kg de comida lo que aportaría un período prudencial de +7 días.

Agua

El agua es otro elemento que sí es posible regenerar, al menos parcialmente, en la estación; lo cual permite un mayor margen de carga útil disponible. Actualmente se dispone del WRS (Water Reclamation System) que está compuesto a su vez de dos procesos. El primero, llamado UPA (Urine Processor Assembly) destila el agua de la orina. El segundo, el WPA (Water Processor Assembly) es un filtro más exhaustivo que obtiene el agua tanto del UPA como de la humedad del ambiente. En total, estos ciclos son capaces de regenerar el 74 % [13] del agua utilizada en la estación.

El agua en el espacio se utiliza tanto para beber como para mezclar con la comida. El consumo combinado de estos elementos implica un gasto de 2.42kgs de agua al día por persona, lo que significarían 1161.6kgs para una estancia de 4 meses en la luna. Puesto que únicamente se pierde un 26 % gracias a la utilización de este sistema, para esta estancia la necesidad de agua es de 302.02kgs. Además, hay que sumarle el peso del sistema de reutilización, que implica un peso de 1385kgs [14].



Fig. 2.24. Water Reclamation System Rack

Gestión de residuos

El ser humano genera diariamente una gran cantidad de residuos procedentes de su propio organismo. Esto es así con los excrementos o el sudor. La estación espacial dispone de un sistema completo de eliminación de elementos nocivos que permiten que la atmósfera sea perfectamente respirable. De eliminar los elementos tóxicos del sudor se encarga el sistema OGS que limpia el aire. Para utilizar como retrete y eliminar de esta forma los desechos generados diariamente por la tripulación existe un sistema llamado WGS (Waste Collection System) que es un retrete con succión que almacena todo el resi-

duo que se crea durante la estancia de los astronautas. Existen propuestas y estudios para utilizar este residuo como combustible[15] pero de momento no están suficientemente desarrolladas. Para este elemento se ha considerado un peso aproximado de 103kg

2.6.2. Elementos de uso diario

Aparte de los elementos que soportan la vida fuera de la Tierra, en una estación espacial son necesarios otros elementos que permiten mantener a la tripulación en plenas facultades físicas, o al menos prevenir en parte el deterioro físico sufrido durante la estancia.

En primer lugar, en ausencia de gravedad se produce un deterioro óseo muy apuntado, del que a fecha de hoy se desconoce el origen y se considera inevitable. Para retrasar este proceso, en el espacio los astronautas siguen una dieta rica en calcio y vitamina D, toman alguna medicina con efecto protector de los huesos y se realizan sesiones de ejercicio físico constantes[16]. Con este fin, se han colocado en la ISS una máquina de ejercicio resistivo (lo que en la Tierra sería levantamiento de peso) llamada ARED (Advanced Resistive Exercise Device) y otra de ejercicio cardiovascular denominada TVIS (Treadmill Vibration Isolation System).



(a) La astronauta de la NASA Nicole Stott en el sistema TVIS



(b) Un astronauta en la máquina ARED

Fig. 2.25. Astronautas ejercitándose en la ISS

La máquina de correr actual de la ISS (variante llamada COLBERT) tiene un peso de 900kg[17]. La máquina de ejercicio resistivo, por su parte tiene una masa de 317kg[18]. El elevado peso de la primera es principalmente debido a que es necesario un sistema osciloscópico muy complejo que elimine las vibraciones y evite que se mueva toda la estación cada vez que un astronauta está en la máquina.

Para el aseo personal y mantenerse limpios, al principio existía una ducha para los astronautas. Sin embargo, se consideró excesivo y actualmente se utiliza champú en seco y dispensadores de agua que permiten utilizar lo justo para cubrir la superficie de la piel, por lo que ya no es un factor a tener en cuenta y se considerará en un apartado de peso junto con la ropa, ropa de cama, elementos de higiene personal tales como cepillos, crema, alguna medicina... En total se estimará un peso para esto de 250kgs para que sea suficiente para toda la tripulación.

2.6.3. Módulo Orión

En este segundo lanzamiento, como se ha comentado antes, aparte del módulo hábitat se enviará también una tripulación de 4 astronautas con el objetivo de establecer y configurar la disposición inicial de la estación. Para ello, se hará uso de la cápsula Orión, que está diseñada para poder traer a la tripulación de vuelta desde la órbita lunar. En este caso, su aportación al cálculo es el peso de la cápsula Orión, que es de 25 848 kg[19]. Esto incluye 10 toneladas de combustible, necesarias para maniobras en el espacio y el regreso a la Tierra. También incluye el acople necesario para colocar el módulo en el cohete SLS.



Fig. 2.26. Módulo Orión

2.7. Proceso de diseño

2.7.1. Elementos externos

Aislamiento del módulo

Desde el origen de la estación espacial hasta día de hoy, la tecnología utilizada en el revestimiento de los módulos para reducir la radiación se consigue a través de la tecnología de aislamiento multicapa MLI (Multi-Layer Insulation). Un documento publicado en 1999 por la NASA[20] indica todas las consideraciones a tener en cuenta para desarrollarlo en función de las propiedades que ha de tener, atendiendo a la composición y grosor de cada una de las capas que lo componen. Este tejido, compuesto de distintos materiales, es el utilizado para revestir todos los elementos y dispositivos que se envían al espacio. Proporciona un aislamiento contra la radiación y térmico pero no supone un elemento estructural, por lo que a la hora de realizar el cálculo de la resistencia de la estructura lo contaremos únicamente como un peso añadido.

El tejido puede variar considerablemente en función de su composición, pero la estructura general es la misma, y se compone de las siguientes capas:

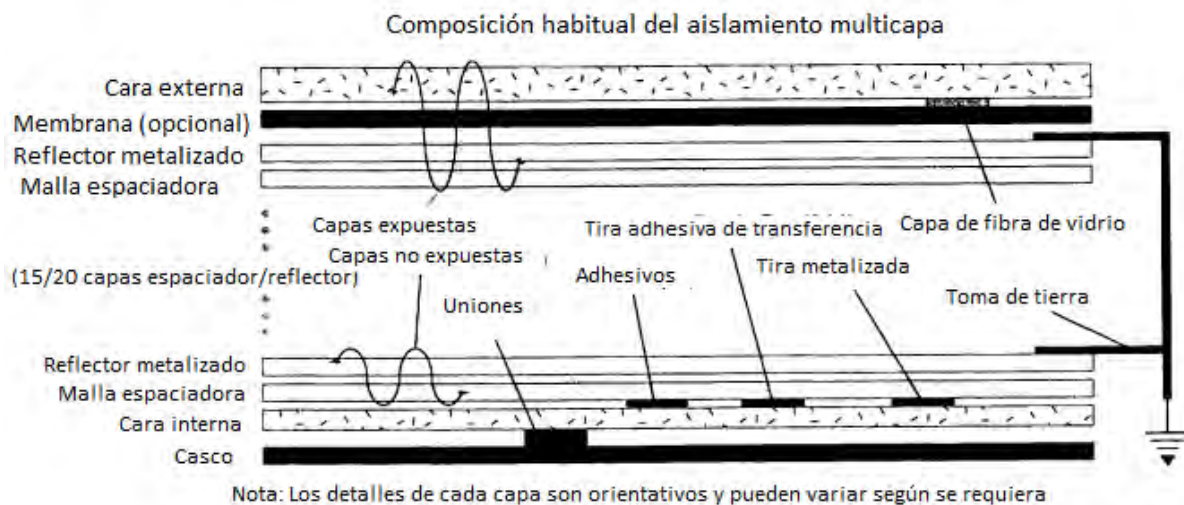


Fig. 2.27. Sección transversal de ejemplo de una lámina de MLI

Las propiedades de este tejido varían en función de los materiales que lo componen y del grosor de sus capas. Al no suponer esto un elemento a considerar en el cálculo estructural, se tomará con el máximo grosor posible de acuerdo a que el estudio permita mayor rango de aplicaciones del desarrollo del módulo espacial. Se usará como estimación el utilizado en el Space shuttle[21], que era de $300\text{kg}/\text{m}^3$. En el módulo hábitat, la superficie a cubrir sería de aproximadamente 110m^2 con un aislamiento de 25mm de media, lo que implicaría un peso de 825kg. En el caso del módulo de potencia, el área sería de 132m^2 por lo que el peso añadido por el aislante sería de aproximadamente 990kg.

Interfaz de transmisión de potencia y datos

Desde el principio de la cooperación espacial, una conexión muy versátil utilizada en los módulos espaciales es la que se conoce con las siglas PDGF (Payload Data Grapple Fixture). Dispone de un cierre hermético y transferencia de datos que permite monitorizar lo que ocurre con los elementos que se conectan.

A la hora de diseñar la estación espacial, uno de los elementos imprescindibles que se ha determinado que tenga cabida es un brazo robótico similar al Brazo Robótico Europeo ERA (European Robotc Arm) dado su uso y practicidad en la Estación espacial internacional. Este mecanismo es capaz de cambiar su posición a lo largo de toda la estructura, siempre que disponga de esta interfaz para fijarse, y puede usarse para reestructurar o reagrupar elementos. Por esta razón, se ha considerado que todos los elementos que se envíen a la estación han de ser disponer de él. El brazo tiene un peso total de 630 kg y es capaz de maniobrar con hasta 8 toneladas. Si bien muchos de los módulos (en concreto, los que se estudian en este documento) superan este rango, este conector puede ser utilizado para que el brazo lo utilice como base y también como agarre intermedio en las maniobras que con él se realicen.

El brazo robótico no se va a incluir en ninguno de los lanzamientos que contempla este estudio, pero se ha considerado como un elemento indispensable en la estación que obliga a la colocación de este elemento.

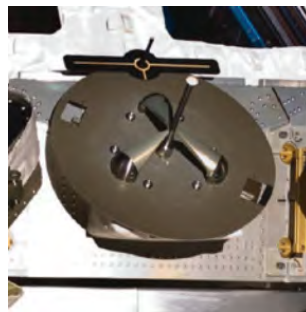


Fig. 2.28. Interfaz de transmisión de potencia y datos

Tiene un diámetro aproximado de 32cm y una altura total de 20cm. Se construirá de los mismos elementos que el brazo robótico[22], lo que quiere decir que estará hecho de una aleación de aluminio. Más adelante en este documento se comentarán los detalles sobre los materiales a utilizar; el volumen de este elemento es de $8dm^3$ e implicaría un peso de 21.7kg.

Asideros

Para mejorar la maniobra con este módulo a la hora de trabajar y para facilitar el movimiento de los astronautas cuando realizan trabajos en el exterior, todos los módulos dispondrán de asideros que permitan agarrarse a ellos. Estos estarán hechos de un mate-

rial muy ligero sin necesitar unas propiedades excesivamente exigentes mecánicamente ya que no son un elemento estructural (estimaremos aluminio, pero no será necesario invertir en aleaciones demasiado caras). Tendrían unas dimensiones como las que se muestran en la siguiente imagen:

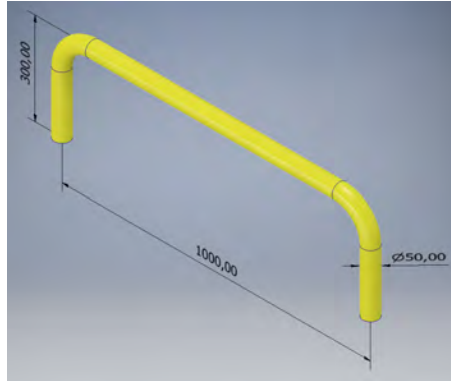


Fig. 2.29. Imagen acotada tridimensional del asa que se incluirá. Unidades en mm

El peso que tendría cada uno sería de 7 kg. En el módulo hábitat, habrá aproximadamente en su superficie 43 de estos elementos, lo que implica un peso de 336kgs.

2.7.2. Materiales estructurales

En la industria aeroespacial, el desarrollo de los materiales es una parte fundamental del progreso técnico, ya que permiten el uso de propiedades necesarias salvando las limitaciones de los materiales convencionales (peso, volumen...). A rasgos generales, los materiales han de cumplir las siguientes propiedades:

- Ligeros
- Resistentes a impactos
- Conductores de electricidad
- Conductores térmicos
- No magnéticos

Por ello, la mayoría de materiales tienden a ser aleaciones de aluminio o titanio, aunque también se han valorado aleaciones de Magnesio, berilio y combinaciones de estos. Un estudio realizado por la NASA para el desarrollo del Space Shuttle comparó el desempeño de las distintas aleaciones, obteniendo el siguiente gráfico:

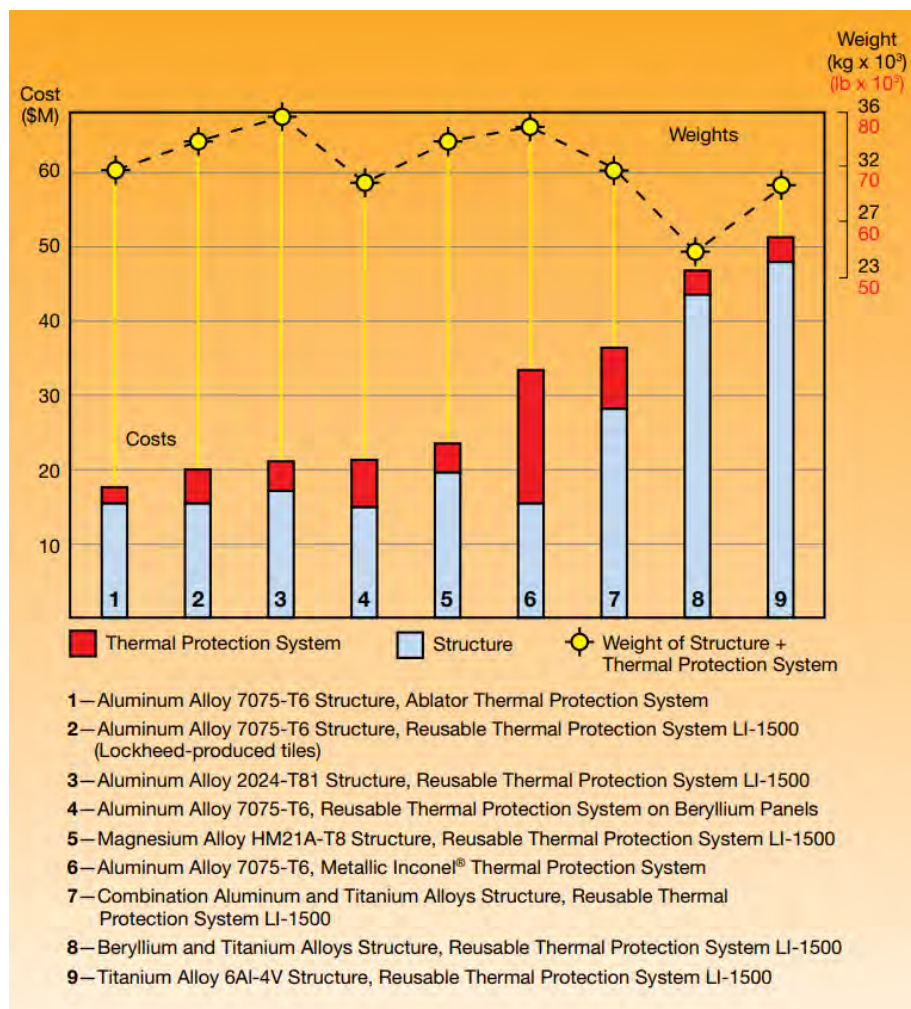


Fig. 2.30. Comparación del coste económico del sistema de la estructura + sistema de protección térmica

A priori el titanio ofrecía ventajas térmicas y estructurales debido a su mayor rango de temperatura de trabajo; sin embargo, cuando se comparaba la masa conjuntamente con la estructura, se encontró que existía menos de un 10 % de diferencia en rendimiento y a su vez el coste de desarrollo del titanio era 2.5 veces mayor.

Teniendo en cuenta esto, los materiales a considerar a priori en el cálculo estructural del módulo habrían de ser principalmente aleaciones de aluminio antes que aleaciones de titanio. No obstante, este estudio se realizó cuando el programa del Transbordador Espacial estaba operativo. Para comprobar los materiales más utilizados en los últimos años, podemos fijarnos en los últimos módulos que se han enviado la estación.

Un ejemplo de ello es el Nodo-3[23]. La estructura de este módulo está compuesta de tres capas. La capa presurizada está hecha de Aluminio 2219-T851. La capa de protección contra micro-meteoritos (compuesta a su vez por dos capas) está hecha de Aluminio 6061-T6 y de paneles de Kevlar. Por último, dispone de una capa de control térmico que está hecha de la tecnología de aislamiento multicapa, en concreto con recubrimiento de Kapton. Acerca de esta capa se pueden ver más detalles en el apartado correspondiente al

aislamiento.

En el apartado de cálculo estructural se mostrarán las propiedades de los materiales que se van a considerar a la hora de desarrollar el módulo

2.7.3. Estimación preliminar del peso

Tras haber enumerado ya todos los sistemas y componentes que llevarán los módulos que se van a enviar, es necesario hacer un cálculo del peso total con el objetivo de verificar que el proyecto siga siendo viable acordemente a las premisas que se han marcado. Una vez hecho el cálculo estructural, se podrá aventurar de forma más precisa cuál va a ser el peso final de la estructura debido a ligeros cambios en la geometría del módulo y, sobre todo, al grosor de la superficie estructural. Para esta estimación inicial del peso del módulo se va a estimar que el casco tiene un espesor de 30mm en toda la geometría. Los módulos diseñados actualmente para las aplicaciones espaciales acostumbran a tener un grosor inferior a este (por ejemplo, el módulo Columbus está compuesto de láminas de 4mm de grosor[24]), pero se va a considerar la posibilidad de llegar a alcanzar esta cifra. Por ello, se sobreestimaré el cálculo teniendo en cuenta que todo el casco estuviese hecho de esta manera.

Por otra parte, el material será otro de los parámetros a modificar en el cálculo estructural. Evidentemente, la densidad cambia de un material a otro, pero teniendo en cuenta que la mayoría de los módulos se fabrican con aleaciones de aluminio, se utilizará la densidad del aluminio 6061 como estimación aproximada a la hora de calcular preliminarmente este peso (densidad de $2,7\text{kg}/\text{m}^3$). Luego se valorará si la densidad y volumen final de la estructura entra dentro del rango aquí valorado.

En la geometría que se ha diseñado, el peso del casco obtenido aplicando que está hecho de paneles de 30mm de grosor es de 8637kg como masa en vacío del módulo hábitat. A esto, se le ha de añadir todo el peso de los sistemas y elementos que se mencionaban, lo cual quedaría de la siguiente manera:

Estimaciones de peso en el módulo de potencia	
Oxígeno	100 kg.
Comida	900 kg.
Agua	302 kg.
Sistema OGS	675 kg.
Sistema WRS	1385kg.
Sistema WGS	103 kg.
Ropa	250 kg.
Máquina de ejercicio resistivo	317 kg.
Máquina de correr	900 kg.
Aislante	825 kg.
Astronautas	400 kg.
Asideros externos	300 kg.
Orión	25 848 kg.
Casco (peso máx)	8 637 kg.

TABLA 2.3. ESTIMACIONES DE PESO PARA EL MÓDULO HÁBITAT

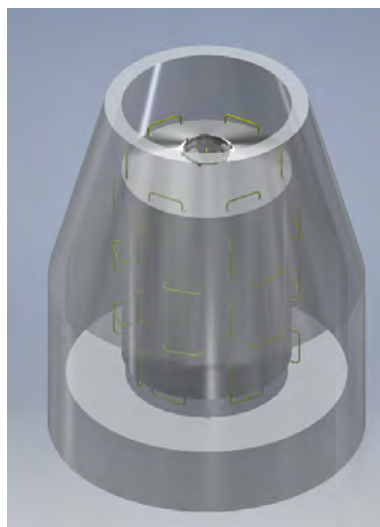


Fig. 2.31. Diseño a CAD del módulo hábitat dentro de la cofia del cohete

Total: **40942 kg**. En este caso, se excede ligeramente (142kg) del límite máximo (40800kg). Puesto que se ha sobreestimado el grosor de las placas que conforman el módulo (tomándolo como superficie maciza), y que más adelante se hará un estudio tensional del casco del mismo, se podrá verificar si este peso finalmente es algo inferior a lo estimado.

En cuanto al módulo de potencia, por el mismo procedimiento el casco tendría una masa total de 10600 kg en vacío. La enumeración de los sistemas y componentes se añade a continuación:

Estimaciones de peso en el módulo de potencia	
Combustible	2 000 kg.
Submódulo de potencia	8 000 kg.
Baterías	14 400 kg.
Paneles solares	2 600 kg.
Aislante	990 kg.
Interfaz de conexión	22 kg.
Casco (peso máx)	10 600 kg.

TABLA 2.4. ESTIMACIONES DE PESO PARA EL MÓDULO DE POTENCIA



Fig. 2.32. Diseño a CAD del módulo de potencia dentro de la cofia del cohete

Total: **38611kg**. Entra dentro de todas las especificaciones.

2.7.4. Diseño final

Finalmente, el aspecto que tendrán los módulos en el diseño propuesto será el siguiente:

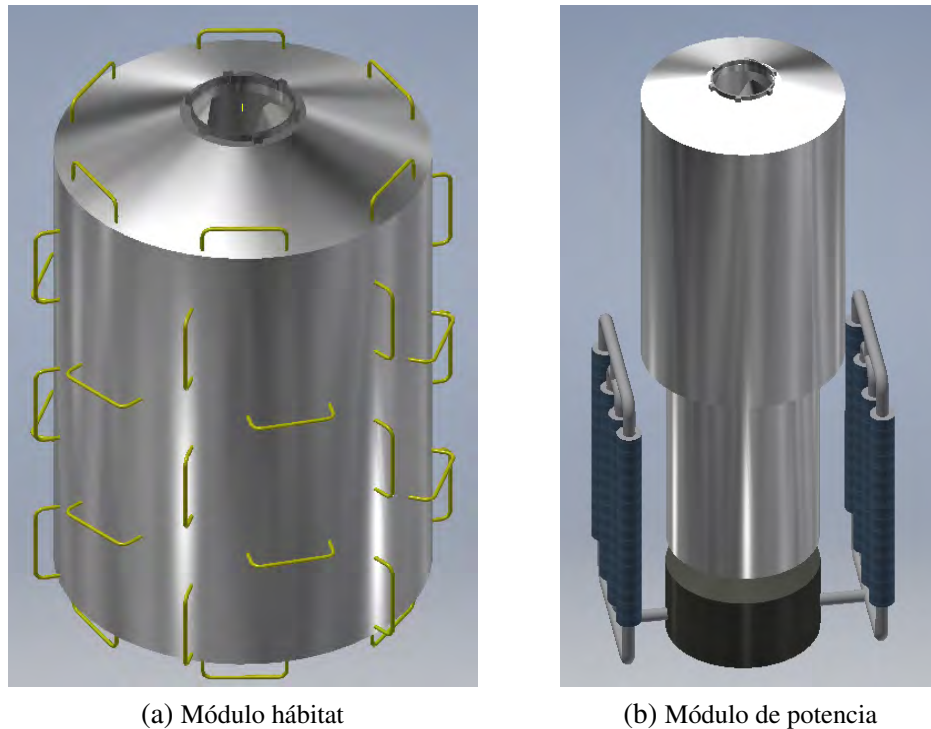


Fig. 2.33. Módulos diseñados a través de CAD

El elemento hábitat dispondrá de un volumen elevado con una anchura considerable que permitirá la estancia de 4 astronautas durante un largo periodo de tiempo y la realización de tareas variadas en su interior. Aquí se permitirá por ejemplo la realización de varios experimentos y estará socorrido también por el módulo Orión, conectado a la estación. Tendrá dos conexiones estándar, una en cada extremo. No se han añadido más conexiones en los laterales para poder aprovechar más el espacio interior. Este módulo estará presurizado en su totalidad. tiene un diámetro de 4.5 metros y una longitud máxima de 7 metros.

El módulo de potencia será más largo y estrecho, lo que maximizará su superficie lateral sin aumentar su volumen, ya que será en las paredes interiores del módulo donde irán alojadas las baterías y los sistemas auxiliares de potencia. Estos elementos serán accesibles, por lo que el módulo estará preparado para ser presurizado, lo que facilitaría las tareas de mantenimiento. La parte del módulo donde van conectados los paneles solares será extraíble y permitirá el cambio de localización en otro conector compatible en caso de que fuese necesario a la vez que facilitaría su sustitución. Una vez en órbita lunar, se extenderían los paneles para comenzar con la generación de energía. El diámetro es de 4 metros en su parte más ancha y de 3 metros en la zona más estrecha. La longitud es de 13.2 metros.

Ambos módulos se basan en formas cilíndricas para poder optimizar el espacio dentro de la cofia del cohete.

3. CÁLCULO ESTRUCTURAL

En este estudio, además de elaborar el diseño del módulo espacial que se va a utilizar para la estación, se va a hacer un análisis tensional de la estructura interior, y por lo tanto un diseño de la misma. Para conocer el estado de cargas a los que se somete la estructura cuando se utiliza el lanzador SLS, en la hoja de documentación publicada por la NASA aparecen los estados críticos a considerar. Para la cofia 1B, los datos son los siguientes[25]:

Fase	Carga axial(G)	Carga lateral(G)
Despegue	+1.0	± 1.5
Barrera de sonido	-2.0	± 2.0
Qmax	-2.3	± 2.0
Fase de vuelo del núcleo	-3.5	± 0.5
MECO*	-4.1	± 0.5

TABLA 3.1. FACTORES DE CARGA COMBINADOS PARA EL BLOQUE 1B

*MECO Hace referencia al momento en el que se suelta el motor principal de la carga, que es el que se encarga de la maniobra de inyección translunar. De esta tabla obtenemos que el máximo valor axial de G que va a sufrir nuestro módulo es, en ese momento, de 4.1G.

3.1. Definición de los estados de carga

Los momentos críticos a considerar en este estudio serán en primer lugar las fuerzas de inercia a las que se somete el módulo durante el despegue, que determinará la geometría y dimensiones de la estructura de este. Por otra parte, también se ha de considerar el estado de presurización en el aire, que permita habitar el módulo por seres humanos y que limitará las dimensiones y espesor de los paneles utilizados para construirlo. A continuación se muestra de forma detallada las condiciones de cada una de las situaciones a considerar.

3.1.1. Despegue

En este punto, se hace necesario aclarar que con despegue se hace referencia a todos los puntos desde que el módulo parte del reposo en la superficie de la tierra hasta que se coloca en órbita lunar. En toda esta trayectoria el módulo sufre una gran cantidad de

fuerzas volumétricas que lo deformarán y de esta manera condicionarán la geometría del módulo. Este estará conformado por una estructura robusta interior que será la que soporte todos estos esfuerzos. Más adelante se mostrará todo el análisis que se ha seguido para diseñarlo.

Como se mostraba anteriormente, la trayectoria de despegue del módulo desde la Tierra hasta la órbita lunar pasa por distintas fases que se completan con la maniobra de Inyección Translunar, siendo este un punto importante donde las fuerzas son relevantes, ya que es necesario salir de la influencia mayoritaria del campo gravitatorio terrestre para entrar en la gravedad lunar y girar en torno a este astro. Este es uno de los puntos limitantes en el desarrollo de cualquier tipo de elemento que ha de cambiar de órbita con respecto a un lanzamiento hasta la estación espacial internacional, ya que no sería necesaria una maniobra tan energética y por lo tanto un módulo que se lanzase a la ISS podría permitirse ser más ligero o utilizar materiales menos resistentes.

En el cálculo del comportamiento del módulo con respecto a las tensiones sufridas, se destacan en este apartado dos puntos fundamentales. El punto de la trayectoria conocido como MECO (Eyección del motor principal), en el que la aceleración experimentada es máxima (4.1G) y el momento de Presión máxima (Qmax), en el que la estructura sufre un considerable esfuerzo lateral aparte del axial en la dirección del movimiento. Se sintetizan estos momentos en la tabla siguiente:

Fase	Carga axial(G)	Carga lateral(G)
Qmax	-2.3	±2.0
MECO*	-4.1	±0.5

TABLA 3.2. FACTORES DE CARGA CRÍTICOS PARA EL BLOQUE
1B

Ambas fases se simularán para observar el comportamiento de la estructura.

Además, en esta fase cobra especial importancia también el contenido de los módulos. El módulo de hábitat contendrá todos los elementos para permitir la vida a bordo, y el módulo de potencia dispondrá de todos los dispositivos de control y gestión de la potencia. Todos estos elementos están anclados a la estructura del módulo y supondrán una carga en ella, y por lo tanto un esfuerzo más que la estructura ha de resistir. Esto se ha modelizado dividiendo el peso total de los elementos contenidos en el módulo por toda la longitud en la que estarán unidos, con lo que se obtienen los siguientes datos:

Módulo	Peso contenido [kg]	Carga lineal [kg/m]
Hábitat	32 304	580
Potencia	28 011	250

TABLA 3.3. VALORES DE CARGAS DISTRIBUIDAS APLICADAS
AL MODELO

Estos valores se aplicarán en función de las aceleraciones sufridas en cada punto, por lo que variarán según la fase de vuelo en la que esté el cohete. Sin embargo, solo influirán en esta fase del cálculo, ya que en la fase de órbita lunar los módulos se encuentran en microgravedad y no sufrirán fuerzas que generen esfuerzos en la estructura.

3.1.2. Condiciones de contorno

Además de las aceleraciones comentadas, es necesario definir las condiciones de contorno del módulo para considerar que se encuentra en el interior de la cofia de un cohete. Como se indicó en el apartado de diseño, la carga del interior está anclada a varios puntos de la cofia. Uno de ellos es imprescindible, y se trata del adaptador de carga, que unirá la carga en su parte inferior.

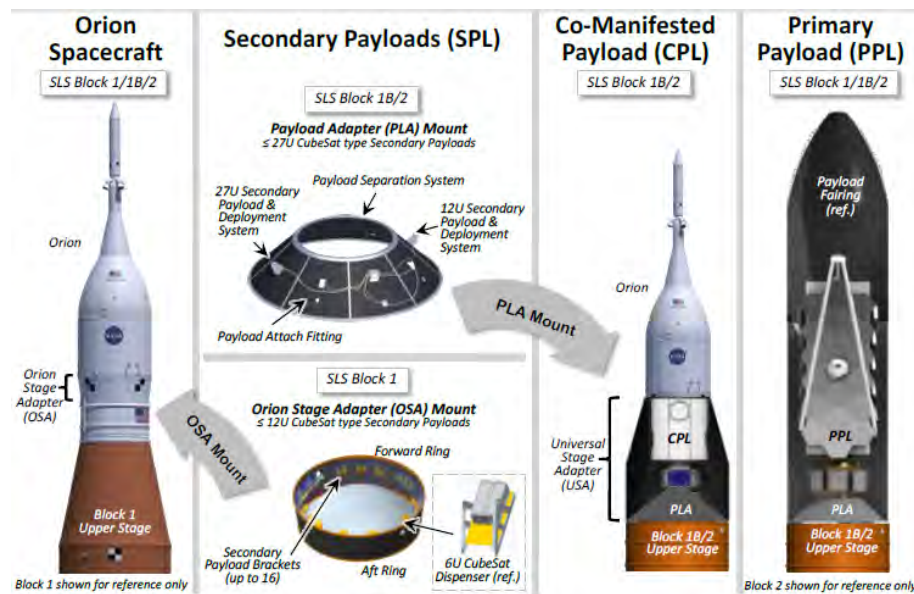


Fig. 3.1. Adaptador de carga del cohete SLS

Esto se modelizará con un anclaje en todo el perímetro de la base del módulo, en ambos módulos y servirá para evitar desplazamientos en las tres direcciones, recibiendo toda la carga axial.

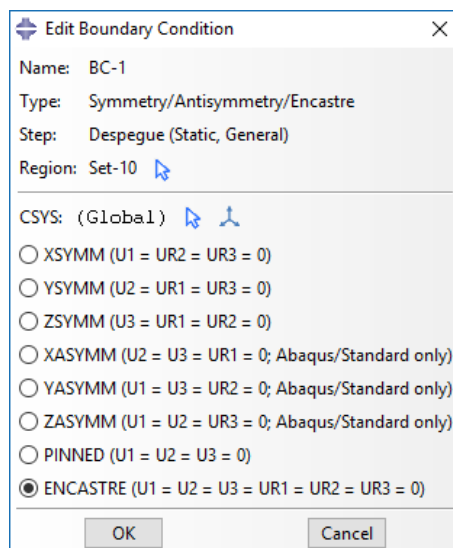


Fig. 3.2. Condiciones de contorno del adaptador de carga en el programa ABAQUS

Para las aceleraciones laterales durante la fase Q max, sin embargo, esto no es suficiente ya que la estructura habría de ser excesivamente pesada para resistirlas únicamente con ese anclaje. Por ello, se colocarán en el interior de la cofia unos apoyos que evitarán los desplazamientos laterales del módulo durante esta fase.

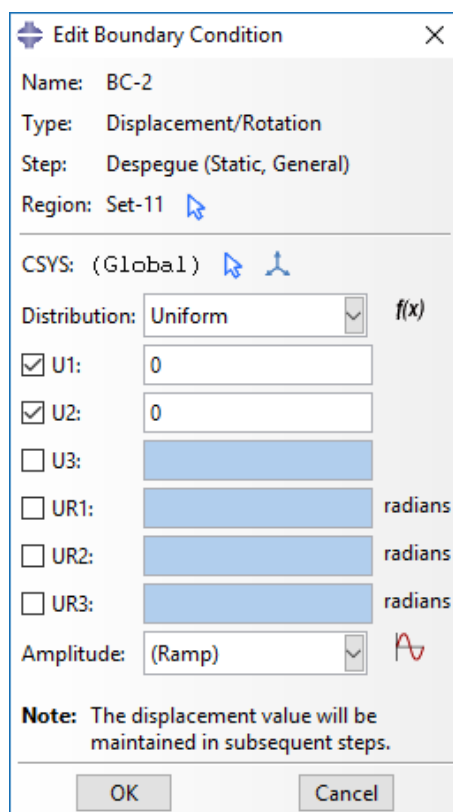


Fig. 3.3. Condiciones de contorno de la cofia en el programa ABAQUS

3.1.3. Presurización

Una vez en órbita, el módulo hábitat (y una zona del módulo de potencia) ha de ser habitable por seres humanos, lo que obliga a crear una zona presurizada. El esqueleto del módulo en este caso no sufrirá grandes deformaciones ya que la presión que se generará será de aproximadamente 1 atm, lo cual es considerablemente menor a las tensiones generadas por las inercias del despegue. Sin embargo, en este punto cobra vital importancia la chapa de contención del módulo. Por un lado, a la hora de diseñar un módulo que se lance al espacio, siempre se busca ahorrar la máxima carga útil lanzada (peso del módulo en este caso), por lo que se tratan de utilizar materiales con una alta resistencia (a ser posible, que además tengan una buena relación entre resistencia/peso*coste). Esto se traduce finalmente en elegir un material adecuado, y sobre todo un espesor de chapa óptimo para no aumentar en exceso el peso total, ya que al disponer de una gran superficie lateral, un incremento de un milímetro en el espesor de toda la chapa se traduce en aproximadamente 1 tonelada más de peso en el caso de la utilización del aluminio.

Se contemplará la posibilidad de presurizar ambos módulos completamente; el hábitat por razones obvias, y el módulo de potencia se estudiará de esta manera para permitir realizar operaciones de mantenimiento por cualquier situación que se pueda presentar, aunque evidentemente queda a disposición del desarrollo de la operación el hecho de presurizar solo alguna de las zonas (la de cambio de baterías, etc).

3.2. Materiales considerados

Originalmente, como se indicaba en el apartado de diseño (Figura 2.25), se tuvieron en cuenta estudios realizados por la NASA en cuanto a la relación de ventajas/coste de los materiales a utilizar.

Consecuentemente, de entre estos materiales, se determinó comparar los que eran más equilibrados en coste/prestaciones, ya que se busca la viabilidad del estudio, y la elección de un material con muy buenas prestaciones pero un coste muy alto lo haría poco atractivo para las entidades encargadas de financiar esta clase de proyectos. Por este motivo, los materiales (y sus propiedades) que van a ser comparados en el estudio, son los siguientes (precios estimados en base al mercado actual):

Aluminio 6061-T6

Al-6061-T6	
Densidad	2700g/cm ³
Resistencia a tracción	290 MPa
Módulo de Young	68.9 GPa
Coefficiente de Poission	0.33
Conductividad térmica	152 W/m K
Coste	2000 \$/t

TABLA 3.4. PROPIEDADES DEL MATERIAL AL-6061-T6

Ventajas: Muy ligero, alta resistencia en proporción al peso y bajo coste.

Desventajas: No tiene excesiva resistencia mecánica en términos absolutos, existen alternativas a un coste similar que poseen mayor resistencia mecánica.

Aluminio 2219-T851

Al-2219-T851	
Densidad	2840g/cm ³
Resistencia a tracción	352 MPa
Módulo de Young	73.8 GPa
Coefficiente de Poission	0.33
Conductividad térmica	120 W/m K
Coste	2800 \$/t

TABLA 3.5. PROPIEDADES DEL MATERIAL AL-2219-T851

Ventajas: mayor resistencia mecánica, mayor aislamiento térmico, no eleva demasiado el coste.

Desventajas: Mayor peso y mayor coste.

Aluminio-7075-T651

Al-7075-T851	
Densidad	2840 g/cm ³
Resistencia a tracción	503 MPa
Módulo de Young	71.7 GPa
Coefficiente de Poission	0.33
Conductividad térmica	130 W/m K
Coste	3500 \$/t

TABLA 3.6. PROPIEDADES DEL MATERIAL AL-7075-T851

Ventajas: Muy alta resistencia mecánica especialmente respecto al peso. Buenas propiedades aislantes térmicas.

Desventajas: Elevado coste.

Como se puede ver, todos los materiales son aleaciones de aluminio, debido a que para permitir la viabilidad en todos los aspectos del proyecto es necesario equilibrar los parámetros de coste total, peso total y resistencia máxima.

Para poder tomar una decisión respecto a la rentabilidad de invertir en mejores características, se compararán en los apartados posteriores los resultados obtenidos con varios de los diseños del módulo.

3.3. Proceso de cálculo estructural

Con los estados de carga ya definidos y unos materiales viables para su utilización, se procederá mediante la simulación por ordenador, a través del programa ABAQUS, a diseñar la estructura y a comprobar su comportamiento bajo estas circunstancias, que será el fruto de este estudio.

3.3.1. Propuesta de modelo original

A partir de la mayoría de modelos hasta la fecha, y como se ha considerado desde el primer momento para enfocar el diseño comentado en la primera parte del informe, los módulos estarán compuestos por dos partes principales: la estructura (o chasis) del módulo, que será la encargada de absorber los esfuerzos dinámicos que tenga que experimentar el elemento en cuestión, y una capa externa, a modo de recubrimiento de chapa, que permitirá contener la presión interna en las zonas presurizadas.

Para poder considerar válido uno de estos modelos, se ha establecido una tensión máxima del material equivalente a un factor de seguridad 2. Es decir, se considerarán válidos todos los resultados cuya tensión esté por debajo de una tensión máxima admitida. En cuanto a los desplazamientos, se considerarán válidos los desplazamientos inferiores al 0.1 % de la longitud máxima del módulo. Es decir:

Módulo	Desplazamiento máximo
Hábitat	7 mm
Potencia	13 mm

TABLA 3.7. DESPLAZAMIENTOS MÁXIMOS ADMITIDOS EN EL ESTUDIO

También se indicarán los objetivos de masa máxima que ha de tener el módulo completo, ya que están definidos en la fase de diseño. Estos serán tenidos en cuenta más adelante en el estudio, ya que la primera fase del cálculo irá orientada a buscar una estructura que debido a su geometría sea capaz de optimizar el reparto de las cargas a las que se somete.

Módulo	masa máxima
Hábitat	8600 kg.
Potencia	10 600 kg.

TABLA 3.8. MASA MÁXIMA ADMITIDA EN EL ESTUDIO

El último requisito será, finalmente, que el coeficiente de seguridad de las tensiones máximas a las que se somete el material sea **mayor que 2**.

Se comenzará con una propuesta que permita resistir la aceleración axial máxima del módulo, para hacer una aproximación inicial a las secciones que componen este elemento y de esta forma facilitar el diseño iterativo posterior.

La primera propuesta de la estructura será la siguiente:

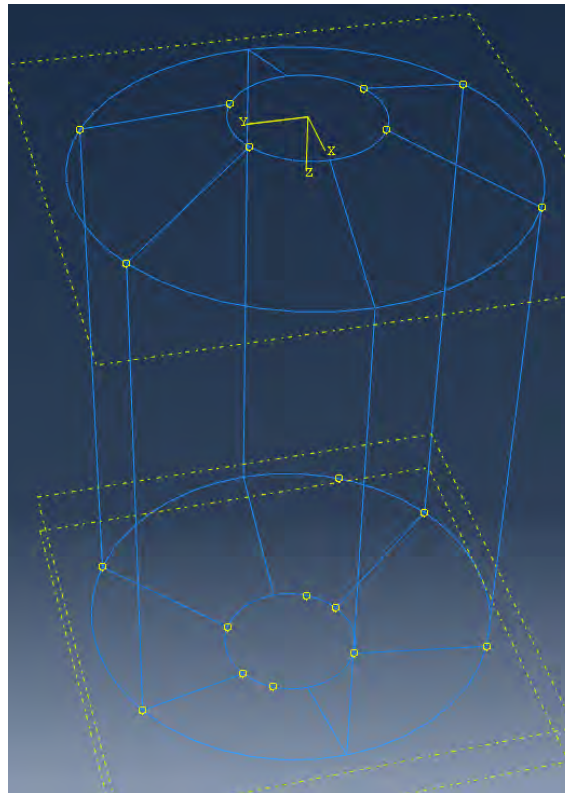


Fig. 3.4. Estructura propuesta 1

Esta estructura se ha diseñado atendiendo a los elementos básicos que suelen aparecer en las estructuras con simetría radial. Este módulo está formado por un total de 4 anillos que delimiten la anchura que ha de tener la estructura en determinados puntos de su longitud. Los anillos más pequeños, colocados en los extremos, cumplen con la premisa de que un astronauta ha de ser capaz de poder entrar por ellos sin problema, y por otro lado ha de ser compatible con el Sistema de acoplamiento estándar, por lo que el diámetro es de 1.5 metros. Los anillos grandes definen la anchura máxima del módulo, que para que cumpla las necesidades antes enumeradas y quepa en la cofia del cohete, se ha establecido.

cido de 4 metros de diámetro. Se han colocado también uniones rectilíneas entre estos elementos siguiendo el contorno del módulo en dirección axial. Se ha repetido el patrón 6 veces en torno a su eje de simetría. De momento, se va a comprobar este diseño y, si los resultados no están dentro de los rangos establecidos, se añadirán o modificarán los elementos existentes para optimizarlo.

Puesto que el material más utilizado en la industria aeroespacial es la aleación de aluminio Al-6061-T6, el diseño original se hará utilizando este material en toda su estructura, variando únicamente la sección de los elementos.

En esta propuesta inicial, se ha propuesto una sección rectangular para los anillos con el objetivo de que tengan un momento de inercia mayor con respecto a las cargas laterales, y una sección circular en los elementos longitudinales y radiales.

Originalmente se ha establecido una sección de 500x50mm para los elementos de sección rectangular y un diámetro de 150mm para los elementos de sección circular.

Sometiendo esto a la simulación con una gravedad de 4.1G, obtenemos los siguientes resultados:

Tensión máxima	39.17 MPa
Desplazamiento máximo	2.32 mm
Coefficiente de seguridad	2.9
Peso	9 370 kg

TABLA 3.9. RESULTADOS TEST 1

Puesto que todos valores entran dentro del rango, procederemos a acoplarle la chapa que cubrirá toda la superficie exterior, con el objetivo de comprobar su resistencia.

Basado en un estudio que hizo una empresa aeroespacial holandesa [26] se observa que el grosor de la chapa ronda el orden de 2mm para el módulo Columbus (muy similar en forma al módulo hábitat que se estudia en este documento). Puesto que el elemento aquí estudiado tendrán que realizar un trayecto más largo, se establecerá un grosor de la chapa de 4mm en el lateral y 7mm en la superficie cónica, ya que soportará mayores deformaciones.

Con estas premisas, se realizará una simulación bajo las circunstancias de presurización, que implican ausencia de fuerzas volumétricas y una presión interior de 101325 Pa.

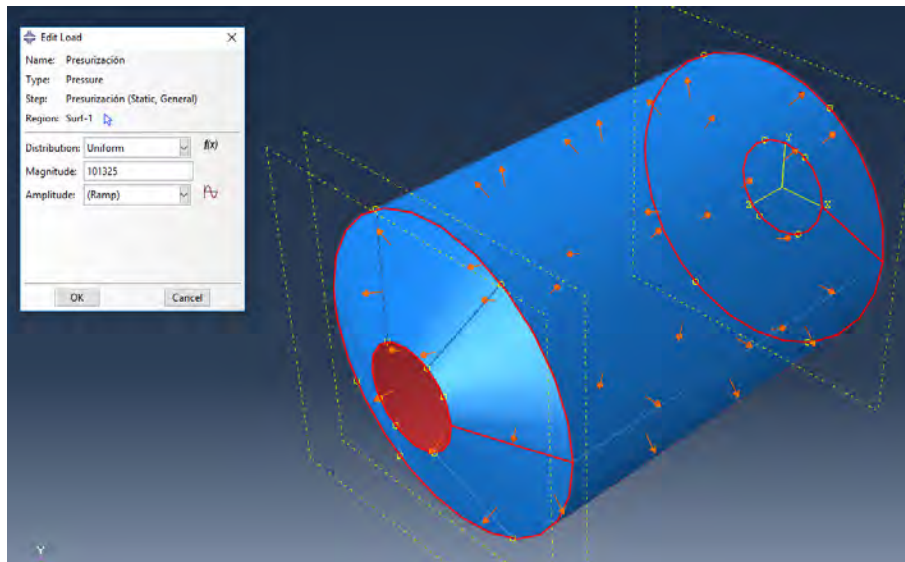


Fig. 3.5. Condiciones de contorno en la fase de presurización

Para colocar la placa, se añadirá, además de un elemento "part.^{en} abaqus que coincida con la geometría de la estructura, una interacción de contacto entre superficies (considerado sin fricción) con un ajuste "tie"; es decir, considerando que la estructura está unida a la placa. Aquí se muestra la configuración para este ajuste:

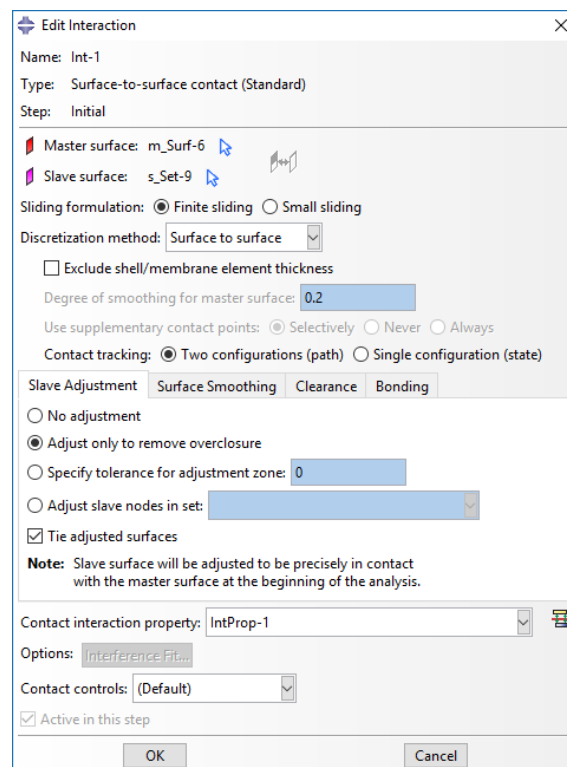


Fig. 3.6. Condiciones de interacción entre la estructura de chapa y la de barras

Se obtienen, consecuentemente, los siguientes resultados en cuanto a desplazamientos:

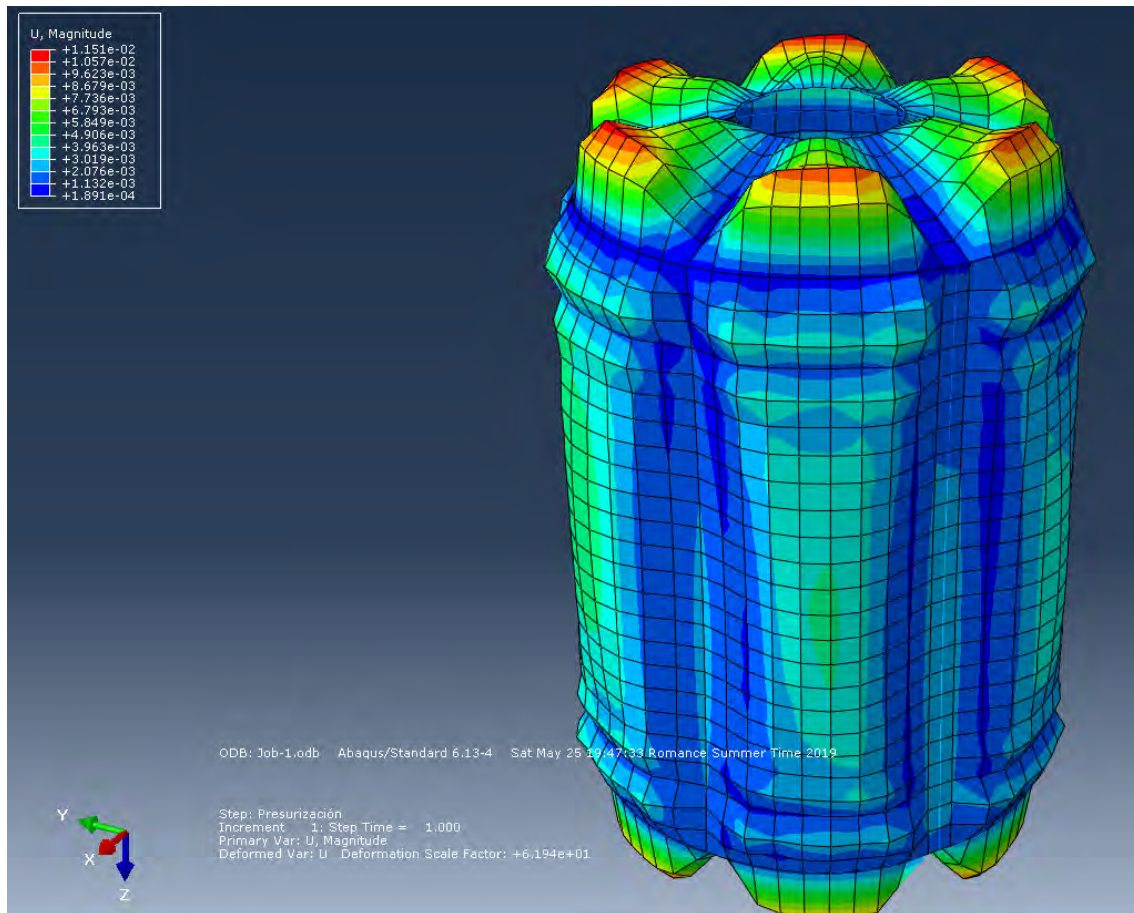


Fig. 3.7. Prototipo de hábitat propuesto 1 - Desplazamientos

Se observa que bajo estas circunstancias el desplazamiento en las superficies cónicas es muy alto (11.51mm), lo cual implicará la necesidad de colocar refuerzos en esta zona. En concreto, los puntos críticos aparecen en los lugares donde más separación existe entre los elementos radiales que unen los anillos. Por otra parte, se observa que en la superficie lateral no existen apenas desplazamientos considerables en proporción a los anteriores, ya que son aproximadamente un 50 % inferiores.

Para las tensiones, obtenemos lo siguiente:

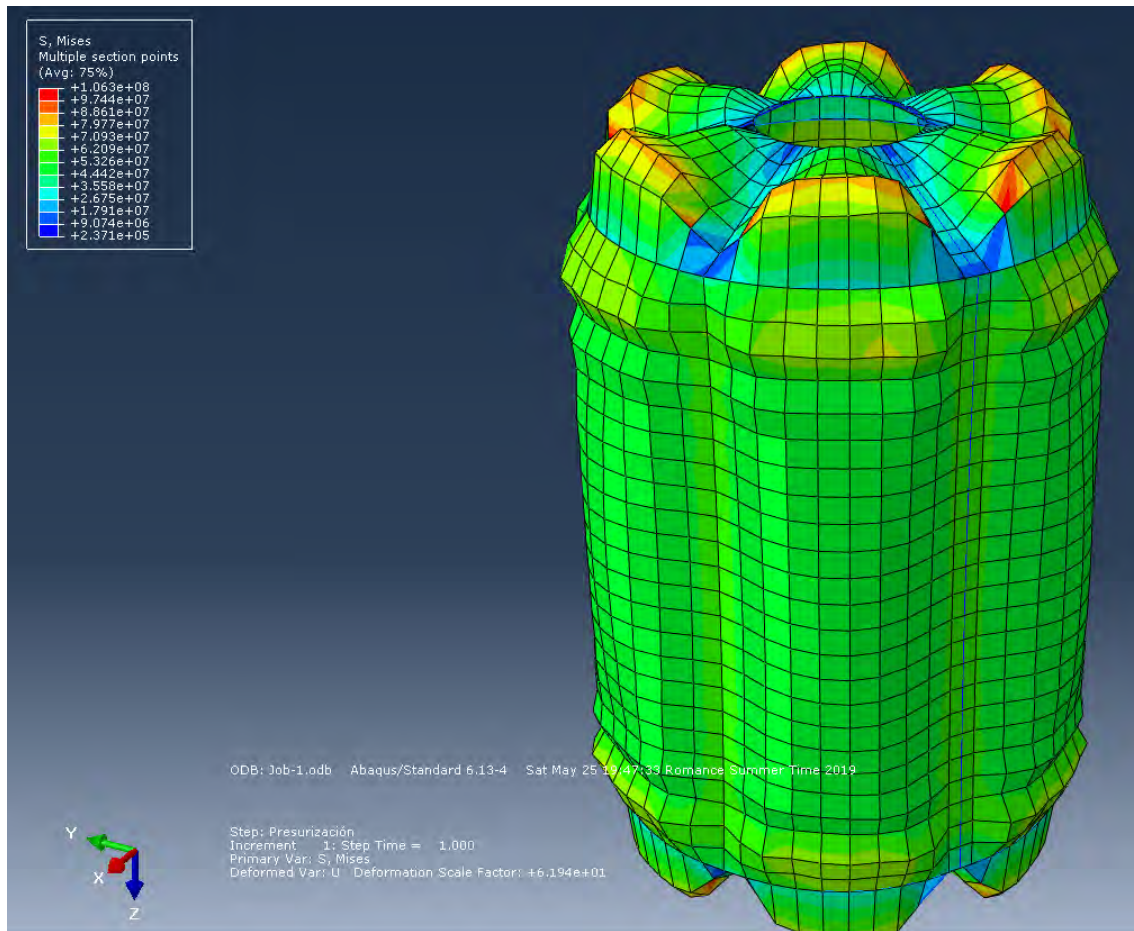


Fig. 3.8. Prototipo de hábitat propuesto 1 - Tensiones

En este caso no existe problema puesto que la tensión máxima observada es del valor 106.3 MPa. Se comprueba también que las tensiones son relativamente similares en toda la superficie lateral y es, al igual que los desplazamientos, en las superficies cónicas donde se tienen los valores más altos, y aproximadamente en puntos muy similares (también un 50 % superiores a la superficie lateral).

3.3.2. Proceso iterativo de diseño y cálculo

Al haber quedado fuera de rango los resultados en presurización, se opta por añadir más elementos a la estructura, ya que aumentar el espesor de la placa tendría un rendimiento menor en cuanto a la mejora de las prestaciones. Se añade un anillo de refuerzo en los conos, de sección circular con un diámetro de 50mm, quedando la estructura de la siguiente manera:

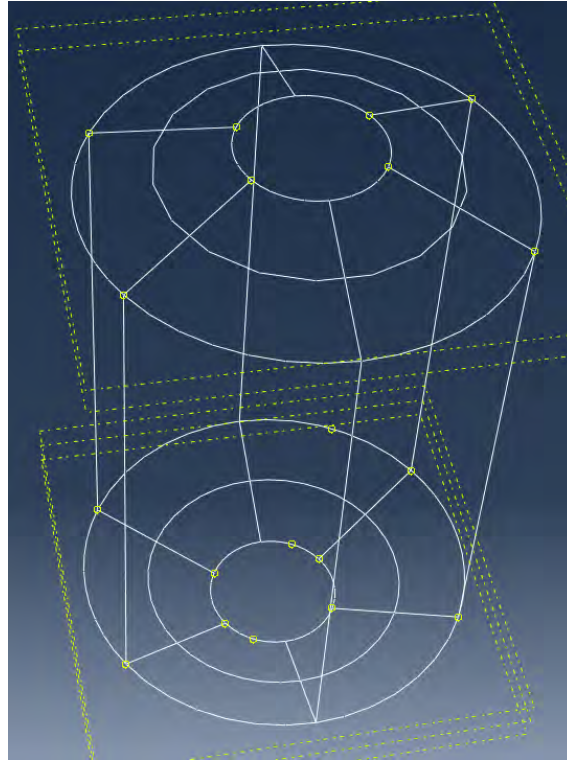


Fig. 3.9. Prototipo de hábitat propuesto 2

Con este nuevo elemento añadido se busca mantener más unida radialmente la estructura de las zonas cónicas y que el anillo se encargue de absorber los desplazamientos que aparecen en el experimento anterior.

En este paso es necesario repetir algunos de los pasos en Abaqus: definir secciones, añadir propiedades, añadir malla y repetir la interacción entre la estructura y la chapa. Posteriormente, se vuelve a realizar la simulación, obteniendo los siguientes resultados en los desplazamientos:

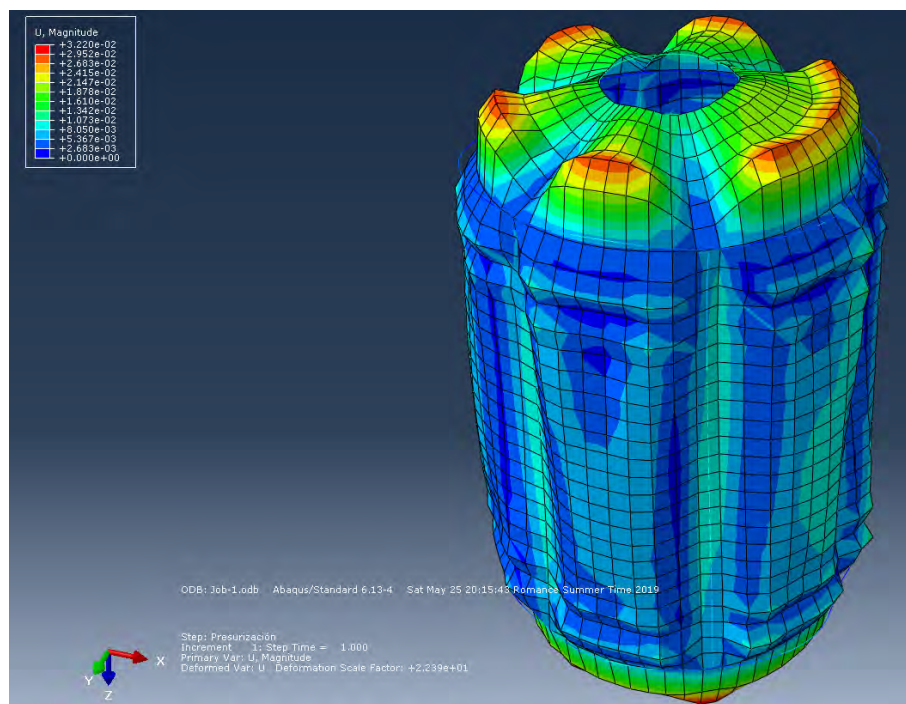


Fig. 3.10. Prototipo de hábitat propuesto 2 - Desplazamientos

Y los siguientes datos en cuanto al campo de tensiones:

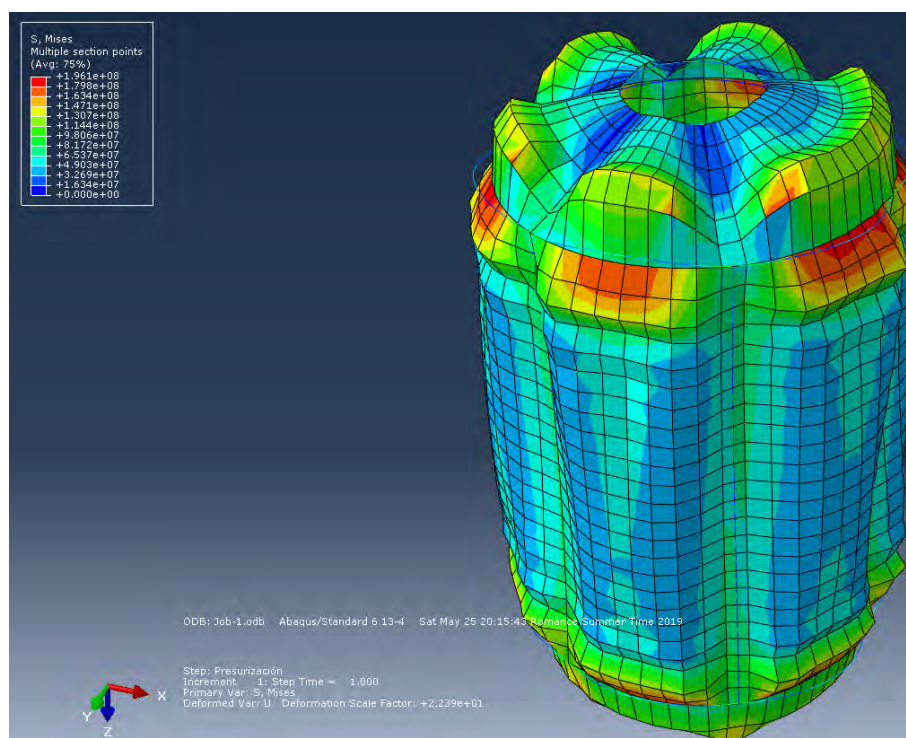


Fig. 3.11. Prototipo de hábitat propuesto 2 - Tensiones

Los valores obtenidos en esta simulación son los siguientes:

Tensión máxima	196.1 MPa
Desplazamiento máximo	32.20 mm
Coefficiente de seguridad	1.48
Peso	9 400 kg.

TABLA 3.10. RESULTADOS TEST 2

Observando los datos anteriores vemos que los puntos críticos de los desplazamientos siguen estando en los mismo sitios; es más, los desplazamientos máximos tras la incorporación de un anillo de refuerzo en la superficie cónica se han incrementado notablemente (un aumento del 280 %, lo cual es un valor muy alto). También ha aumentado la diferencia de desplazamiento máximo en estos puntos en comparación al desplazamiento que sufre la chapa en la superficie lateral (un 300 % aproximadamente), por lo que el elemento que se ha añadido no ha aportado ningún beneficio en cuanto a la fase de presurización. Probablemente el elemento añade rigidez en la dirección radial, pero los desplazamientos son en dirección longitudinal y se encuentran más próximos a la arista exterior, anulando así el efecto buscado.

Este incremento de los desplazamientos se ha traducido también en un aumento de las tensiones máximas, siendo estas un 184 % mayores que en el modelo anterior. Sin embargo, un hecho notorio en este experimento es el de que ahora se encuentran en las líneas de unión de la chapa lateral con los anillos exteriores, por lo que de todos estos resultados se deduce que ahora la estructura es más robusta en las caras cónicas, si bien esto no ha contribuido a una mejora de prestaciones en cuanto a los límites estructurales del modelo.

Estos valores están fuera de rango completamente, por lo que sigue sin ser válido. Se añadirá pues una mayor número de elementos radiales, de sección circular 50 mm, la misma que posee el anillo de refuerzo. Con esto se busca averiguar si este tipo de elementos contribuyen de mejor manera a un mejor agarre de la chapa en la fase de presurización. Este nuevo diseño quedaría de la siguiente manera:

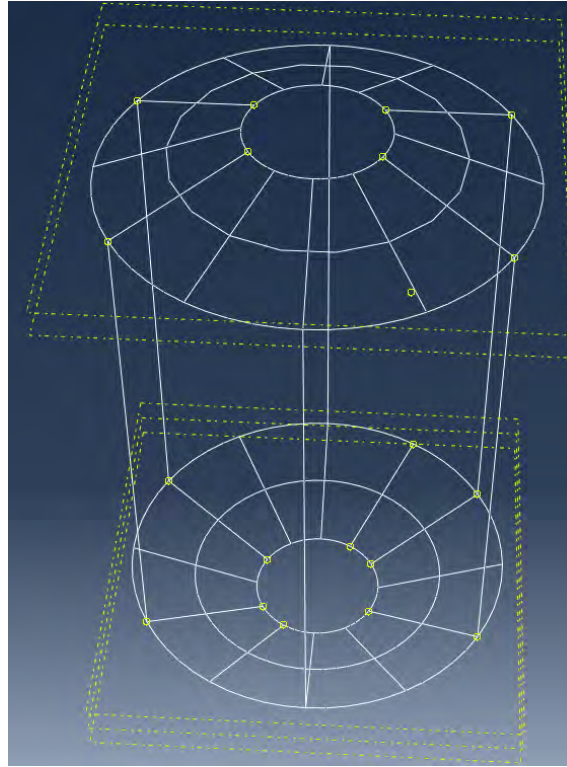


Fig. 3.12. Prototipo de hábitat propuesto 3

Se espera que estos elementos añadan rigidez a la deformación longitudinal causada por la presión interior. La función de estos elementos, al ser de diámetro considerablemente inferior a los originales de la estructura, radicarán en la fase de presurización, sirviendo como aumento del esqueleto que sujeta la chapa y mantiene la forma deseada.

Se realiza la simulación y se obtienen los siguientes valores en desplazamientos:

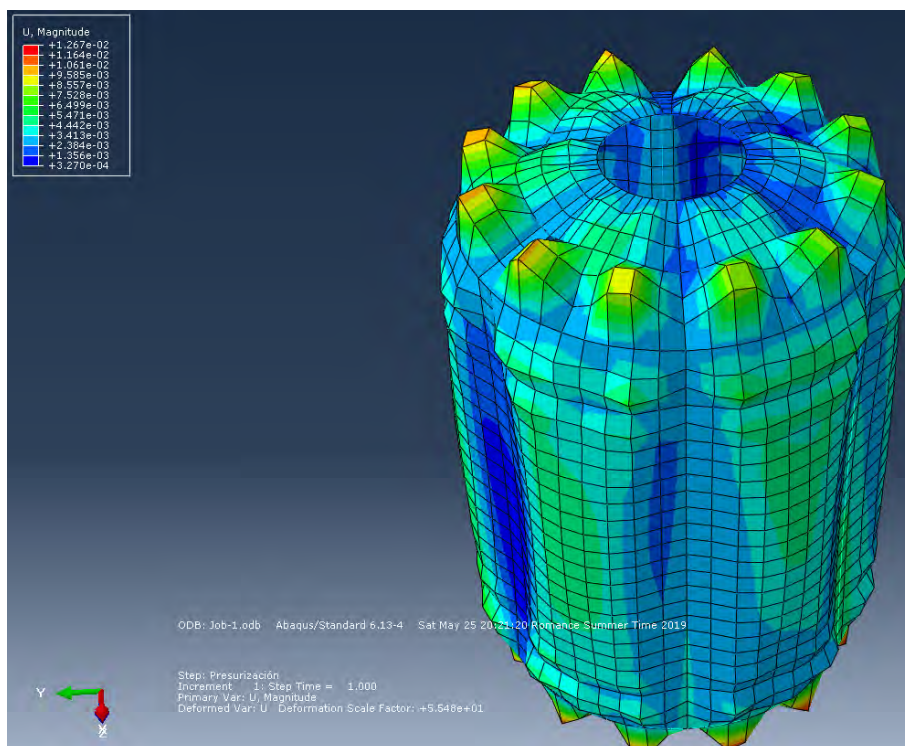


Fig. 3.13. Prototipo de hábitat propuesto 3 - Desplazamientos

En cuanto a los resultados obtenidos en el campo tensional, tenemos los siguientes resultados:

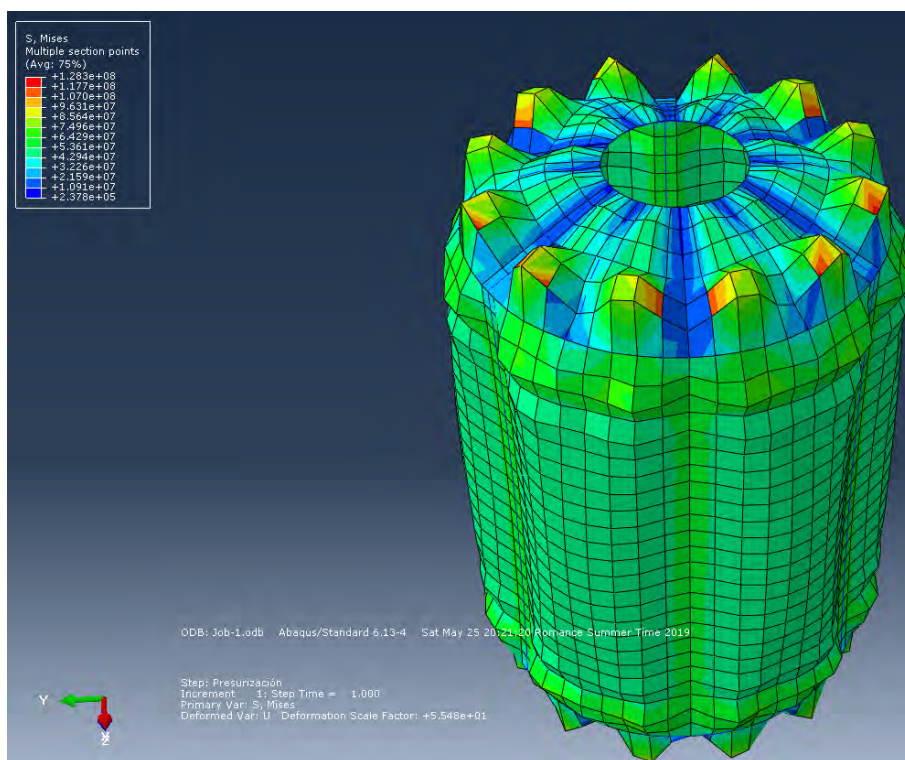


Fig. 3.14. Prototipo de hábitat propuesto 3 - Tensiones

Tensión máxima	128.3 MPa
Desplazamiento máximo	12.67 mm
Coefficiente de seguridad	2.26
Peso	9 580 kg.

TABLA 3.11. RESULTADOS TEST 3

Aquí se observa una reducción considerable de los desplazamientos máximos, habiéndose reducido estos un 60.6 %. Si bien se encuentran todavía fuera de rango, se comprueba que un incremento del número de elementos radiales contribuye a una mejora importante en las prestaciones de la estructura orientada a minimizar los desplazamientos máximos de la chapa unida a ella.

De nuevo ha cambiado la zona de tensiones máximas. Es interesante remarcar que en este caso se encuentran en las zonas próximas a la unión de la chapa con los elementos radiales de la estructura, algo que tiene sentido ya que se han colocado estos elementos para asentar los lugares cuyos desplazamientos eran máximos, y estos coincidían con los puntos más alejados de la estructura en las superficies cónicas y donde la chapa habrá de ejercer mayor trabajo tensional.

Tras estos resultados, se llega a la conclusión de que para reducir los desplazamientos en las zonas cónicas, es más relevante el número de elementos radiales que el diámetro de estos (puesto que los nuevos tienen un diámetro 67 % inferior), y que el del resto de elementos no influye en gran medida para este resultado. Esto servirá posteriormente para optimizar el peso de la estructura, puesto que se probará a reducir el diámetro de los elementos longitudinales.

Siguiendo esta tendencia, se añadirán por lo tanto elementos radiales intermedios de nuevo. La estructura propuesta 4 queda así:

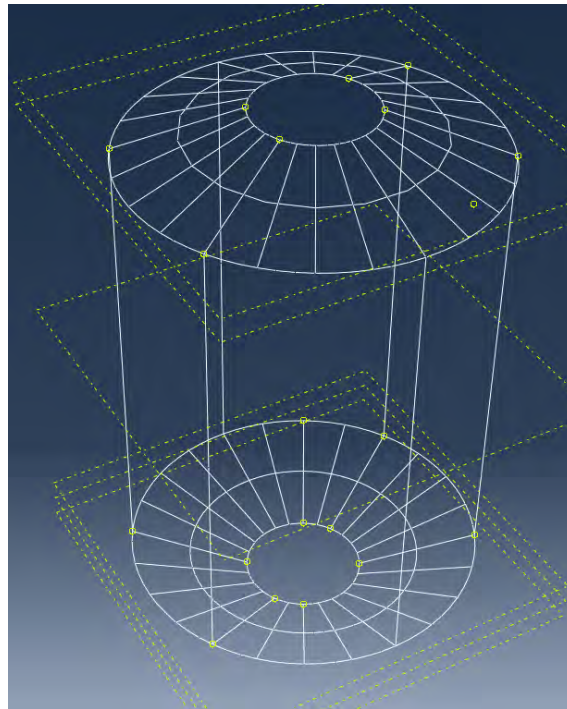


Fig. 3.15. Prototipo de hábitat propuesto 4

En esta simulación, se ve que se obtienen los resultados siguientes:

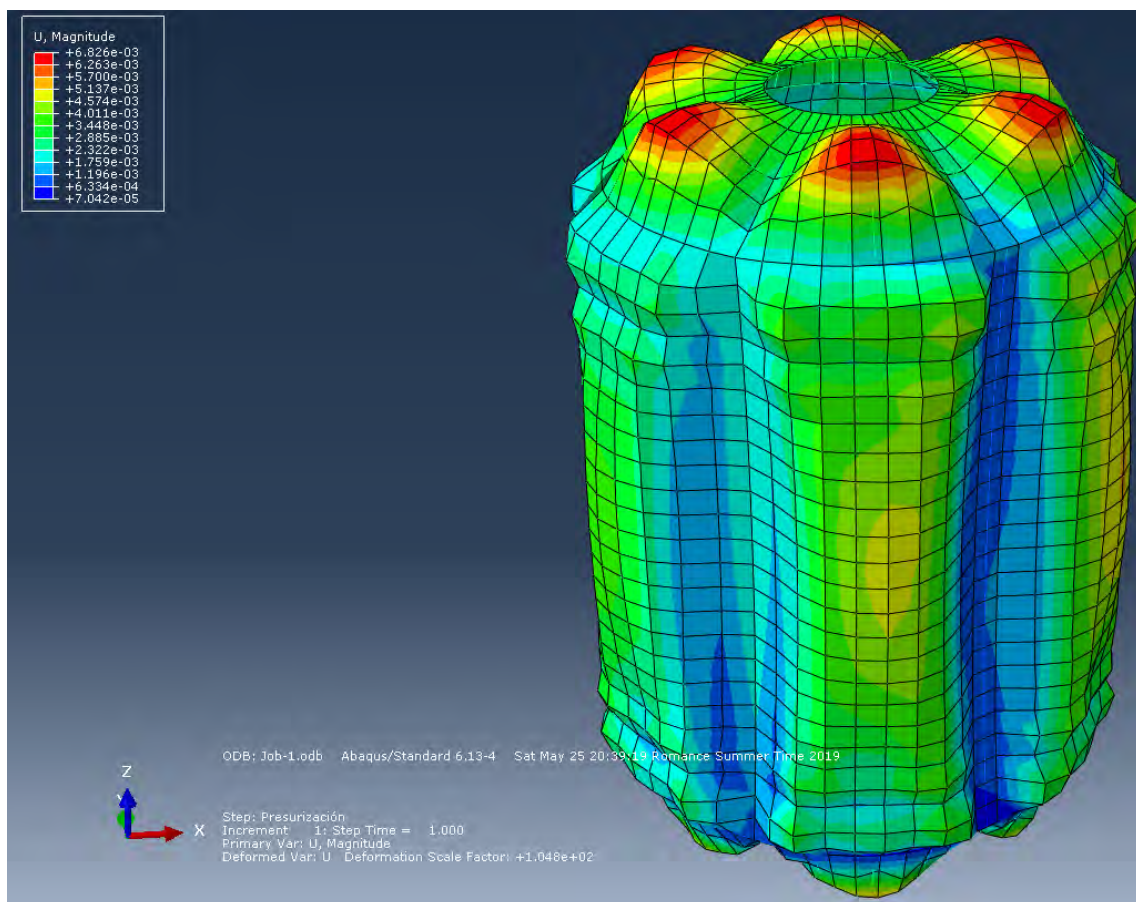


Fig. 3.16. Prototipo de hábitat propuesto 4

Tensión máxima	70.20 MPa
Desplazamiento máximo	6.83 mm
Coefficiente de seguridad	4.13
Peso	9 789 kg.

TABLA 3.12. RESULTADOS TEST 4

Aquí se ve una ganancia del 47 % del desplazamiento máximo en esta fase (Y un 35 % en las tensiones máximas, situadas en las mismas zonas que en el experimento anterior). Estos resultados ya entran dentro del rango permitido, ya que el desplazamiento máximo es inferior a 7mm y el coeficiente de seguridad para este diseño es de 4.13. Por lo tanto, se procederá a comprobar su correcto funcionamiento en las situaciones de despegue, para observar si la chapa es capaz de resistir las aceleraciones a las que se somete y también para ver si la estructura soporta las aceleraciones laterales, ya que aún no se ha comprobado esta condición. Cabe destacar que con este modelo el peso es superior a lo permitido (8 600 kg.), pero más adelante se realizarán los trabajos de optimización del diseño enfocado a reducir el peso del mismo.

Colocando las condiciones de carga de la fase MECO para este prototipo, los resultados son los siguientes:

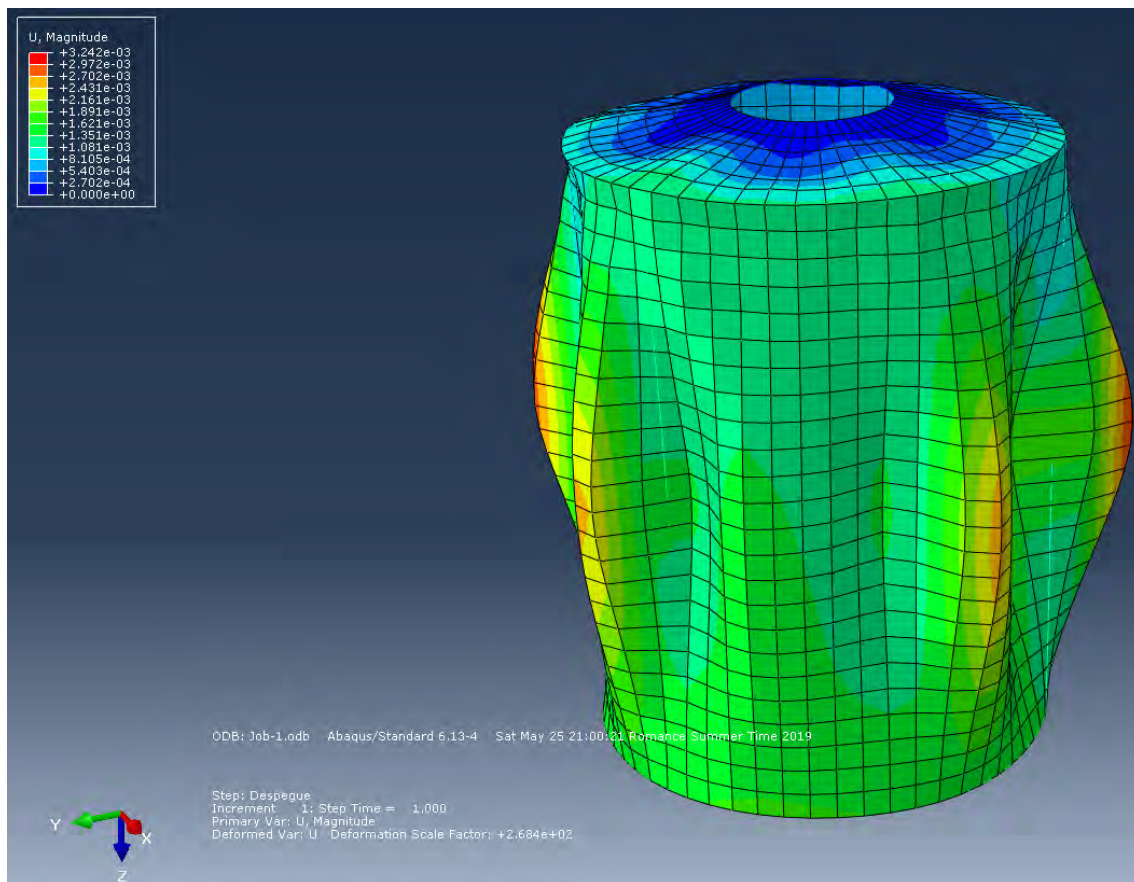


Fig. 3.17. Simulación del prototipo de hábitat 4 en fase MECO

Tensión máxima	10.00 MPa
Desplazamiento máximo	32.42 mm
Coefficiente de seguridad	29
Peso	9 789 kg.

TABLA 3.13. RESULTADOS SIMULACIÓN DEL PROTOTIPO DE
HÁBITAT 4 EN FASE MECO

Este diseño a priori es correcto en la fase MECO, y por lo tanto habrá que comprobar también el momento de Q max. Para estas condiciones de contorno, los resultados que se obtienen los los siguientes:

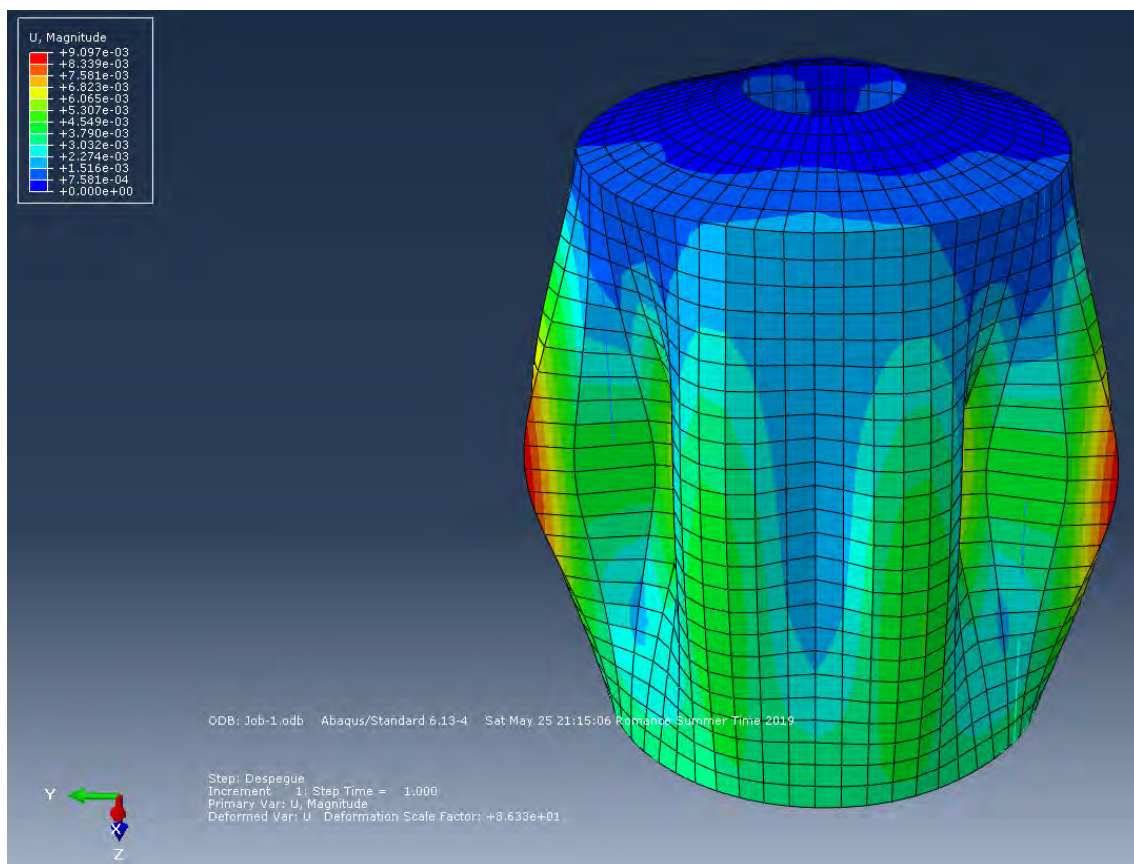


Fig. 3.18. Simulación del prototipo de hábitat 4 en fase Qmax - Desplazamientos

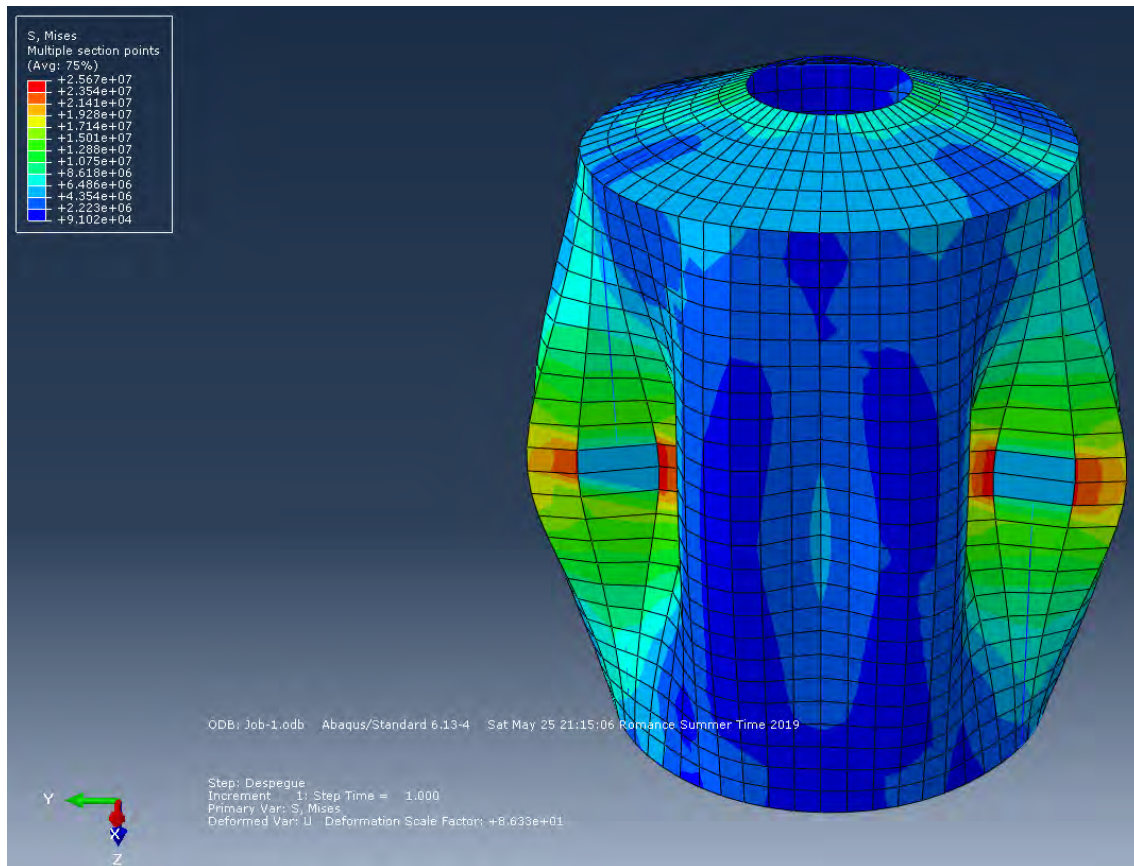


Fig. 3.19. Simulación del prototipo de hábitat 4 en fase Qmax - Tensiones

Tensión máxima	25.67 MPa
Desplazamiento máximo	9.097 mm
Coefficiente de seguridad	11.30
Peso	9 789 kg.

TABLA 3.14. RESULTADOS SIMULACIÓN DEL PROTOTIPO DE HÁBITAT 4 EN FASE QMAX

En este análisis se sale de rango en el apartado de desplazamientos. Estos se producen en las zonas de apoyo de la superficie lateral de la cofia, donde se soportará el mayor esfuerzo lateral. También es la zona de la chapa donde mayores tensiones existen, por lo que habrá que reforzar esta parte. El apartado de las tensiones en este caso no supone ningún problema ya que la tensión máxima entra ampliamente dentro de rango (coeficiente de seguridad de 11.3).

Se probará a realizar con un anillo de sección circular de 50mm, al igual que en los refuerzos de los conos. Se obtienen así los siguientes resultados:

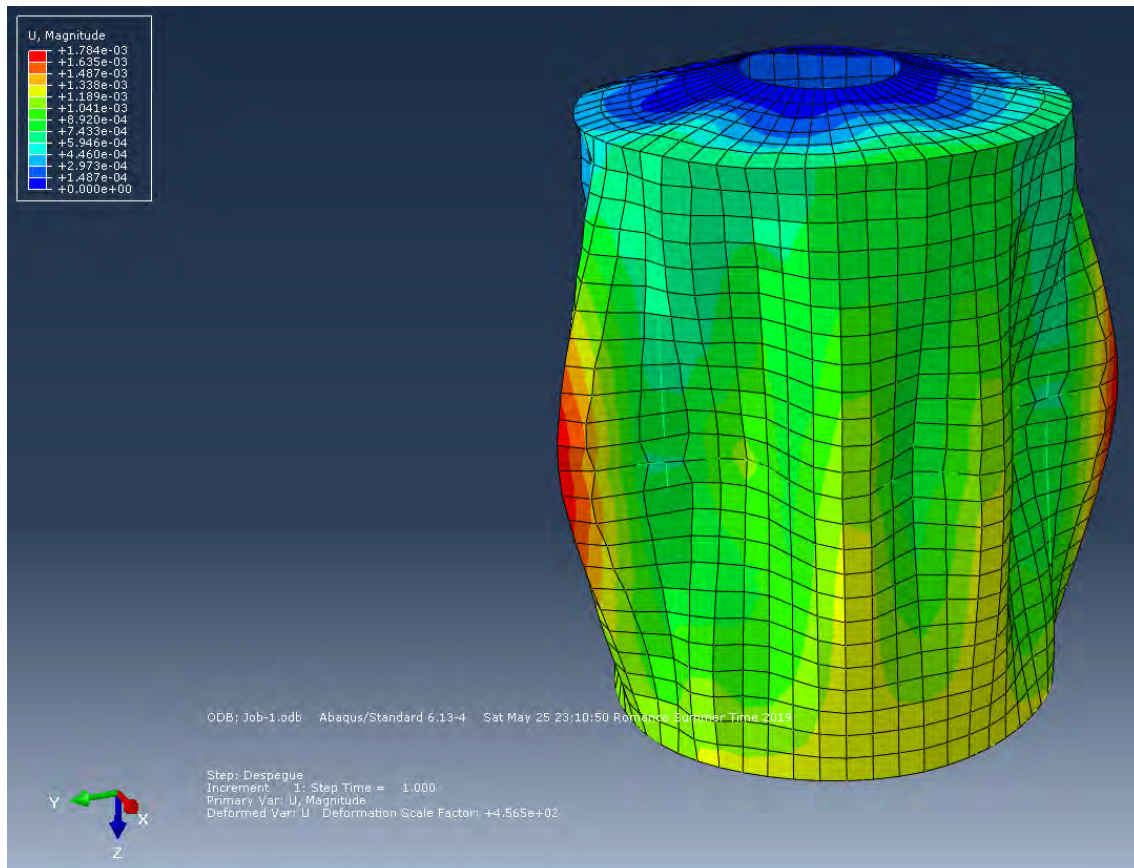


Fig. 3.20. Simulación del prototipo de hábitat 5 en fase Qmax - Desplazamientos

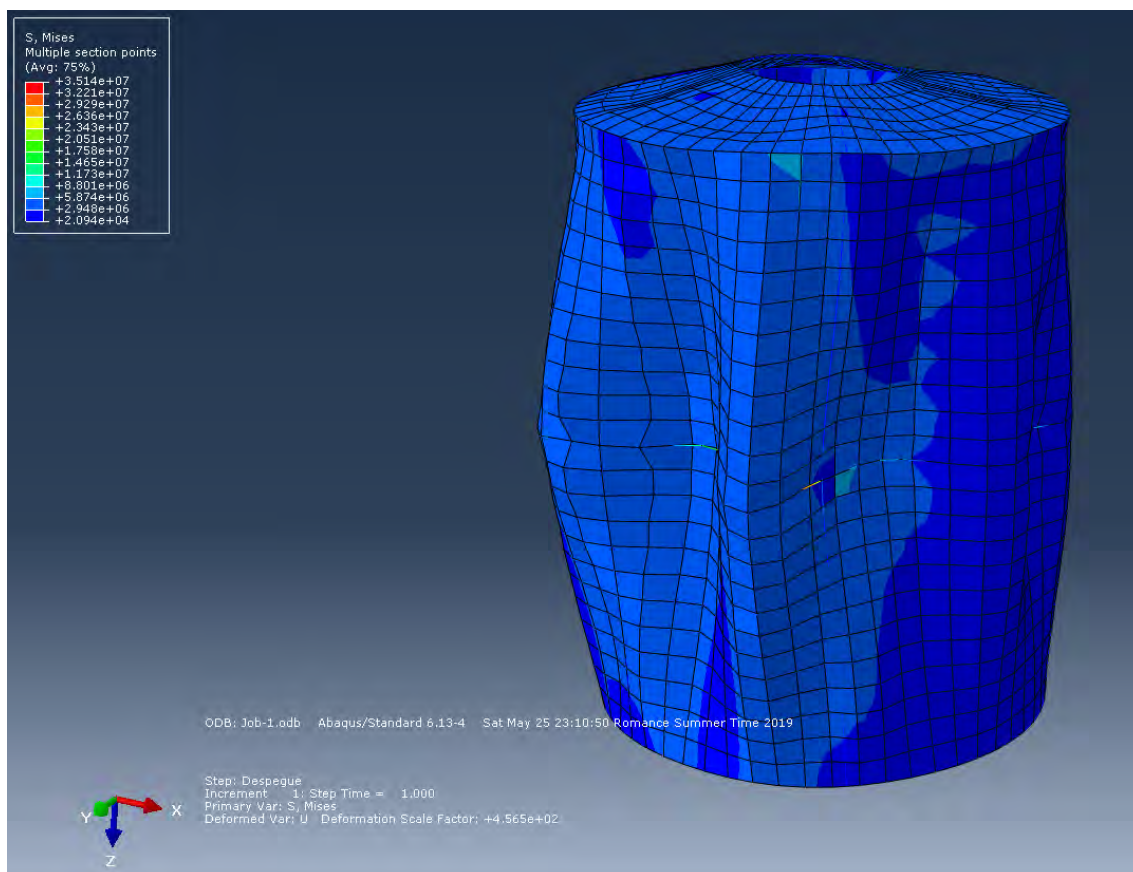


Fig. 3.21. Simulación del prototipo de hábitat 5 en fase Qmax - Tensiones

Tensión máxima	35.14 MPa
Desplazamiento máximo	1.78 mm
Coefficiente de seguridad	8.25
Peso	9 865 kg.

TABLA 3.15. RESULTADOS SIMULACIÓN DEL PROTOTIPO DE HÁBITAT 5 EN FASE QMAX

Como se ve en estos resultados, el hecho de añadir un anillo de refuerzo en la sección donde están los apoyos de la cofia, implica una reducción considerable de los desplazamientos incluso cuando se somete a aceleraciones laterales. Los valores máximos se encuentran en las mismas zonas, pero estos son menores. Se han conseguido reducir los desplazamientos máximos un 80 % en esta fase del despegue. Las tensiones máximas son algo superiores, pero ya no se encuentran en la chapa, sino en el anillo de refuerzo que se acaba de colocar, estando igualmente dentro de rango, en concreto con un coeficiente de seguridad de 8.25.

Llegados a este punto, se tratará ahora de reducir la masa del módulo, tratando de analizar qué elementos están más sobredimensionados para permitir la reducción en estas zonas. Este problema se ha visto asumible desde dos perspectivas distintas: optimizando

la chapa y/o optimizando la estructura.

La primera se hará comprobando variaciones entre espesores y materiales utilizados, mientras que la segunda se hará modificando la sección de los elementos que la componen.

En primer lugar, con este modelo, se va a realizar una comparación de la variación de los resultados respecto al tipo de chapa utilizado. Al ser los conos las zonas críticas, se ha separado la estructura en caras cónicas y cara lateral. Se tomará en consideración el coste aproximado de cada alternativa para evaluar el rendimiento que pueda surgir de estos cambios. El proceso de análisis de esta comparación es variando los elementos antes mencionados mediante el módulo "property" del ABAQUS y haciendo simulaciones en fase de presurización. Los resultados de las simulaciones aparecen en la siguiente tabla:

Material		Espesor		S [MPa]	U [mm]	Peso [kg]	Coste [\$]
Lateral	Cono	Lateral [mm]	Cono [mm]				
Al-6061-T6	Al-6061-T6	4	7.5	69.85	6.067	9.906	19 812
Al-6061-T6	Al-6061-T6	4	8	69.81	5.87	9 947	19 894
Al-6061-T6	Al-6061-T6	4	8	69.88	6.284	9 865	19 730
Al-6061-T6	Al-2219-T851	4	7	69.85	6.141	9 884	20 451
Al-6061-T6	Al-7075-T651	4	7	69.87	6.242	9 878	21 036
Al-6061-T6	Al-7075-T651	4	6	72.9	6.740	9 794	20 857
Al-6061-T6	Al-7075-T651	3	6	92.31	6.760	9 580	33 530

TABLA 3.16. COMPARACIÓN DEL PROTOTIPO DE HÁBITAT 5
VARIANDO LA CHAPA

Observando estos resultados, vemos que apenas hay variaciones en los parámetros que pretendemos mejorar, incluido el peso, pero sin embargo puede llegar a haber incrementos del coste de hasta el 50 % más en el coste de la materia prima de estos elementos. Por lo tanto, en este caso no se ha considerado rentable invertir en la mejora de los materiales, ya que es un gasto apenas perceptible en los resultados.

Se ha de buscar entonces una solución proveniente de la estructura, que permita situar al módulo dentro de los parámetros. Se cambiará en primer lugar la sección únicamente de los elementos longitudinales. Se probará también a modificar de una sección cuadrada a tener una sección circular de 130 mm de diámetro. Con todo esto, al poner el módulo en condiciones de Q_{max} , se obtiene la siguiente estructura deformada:

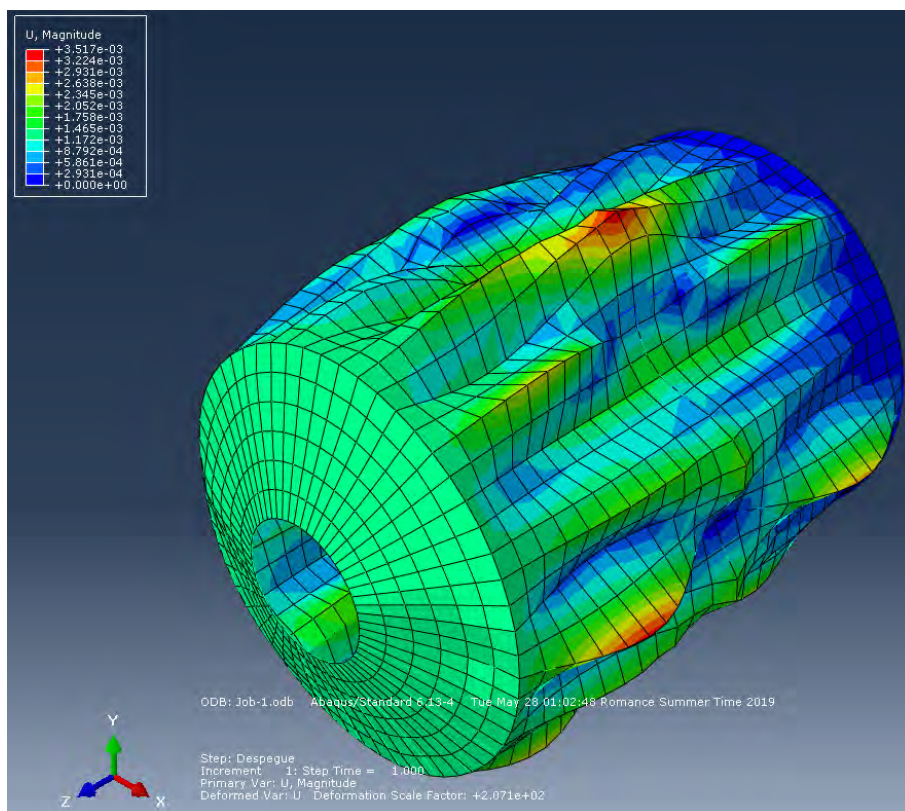


Fig. 3.22. Simulación del prototipo de hábitat 5 en fase Qmax - Desplazamientos

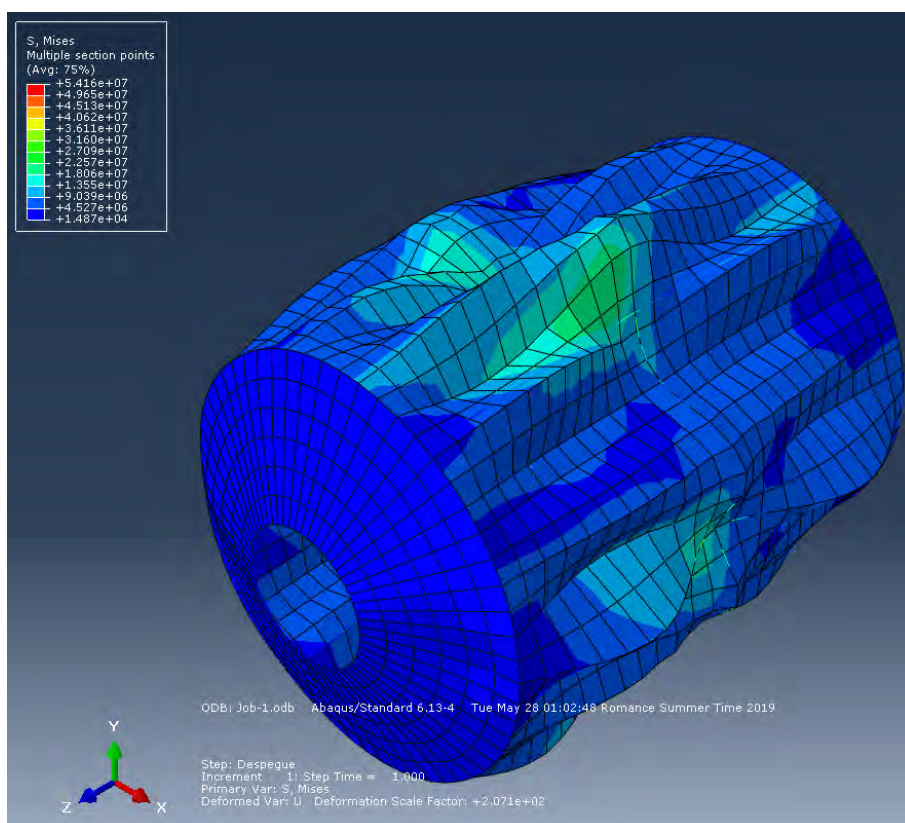


Fig. 3.23. Simulación del prototipo de hábitat 5 en fase Qmax - Tensiones

Tensión máxima	54.16 MPa
Desplazamiento máximo	3.517 mm
Coefficiente de seguridad	5.35
Peso	6 554 kg.

TABLA 3.17. RESULTADOS SIMULACIÓN DEL PROTOTIPO DE HÁBITAT 5 MODIFICADO EN FASE QMAX

Estos datos cumplen con todos los parámetros limitantes. Los desplazamientos máximos se obtienen en las zonas de las barras longitudinales, pero no son considerablemente altos y no están localizados en un única zona. Lo mismo ocurre con las tensiones, ya que la zona que sufre mayor esfuerzo es la que está apoyada en la cofia, pero con unos valores muy satisfactorios ya que se encuentran dentro de rango con un coeficiente de seguridad de 5.35 y todo ello con una reducción del peso del 33.5 % frente a la estructura anterior.

Si se somete la misma estructura a las condiciones de la fase MECO, se obtiene lo siguiente:

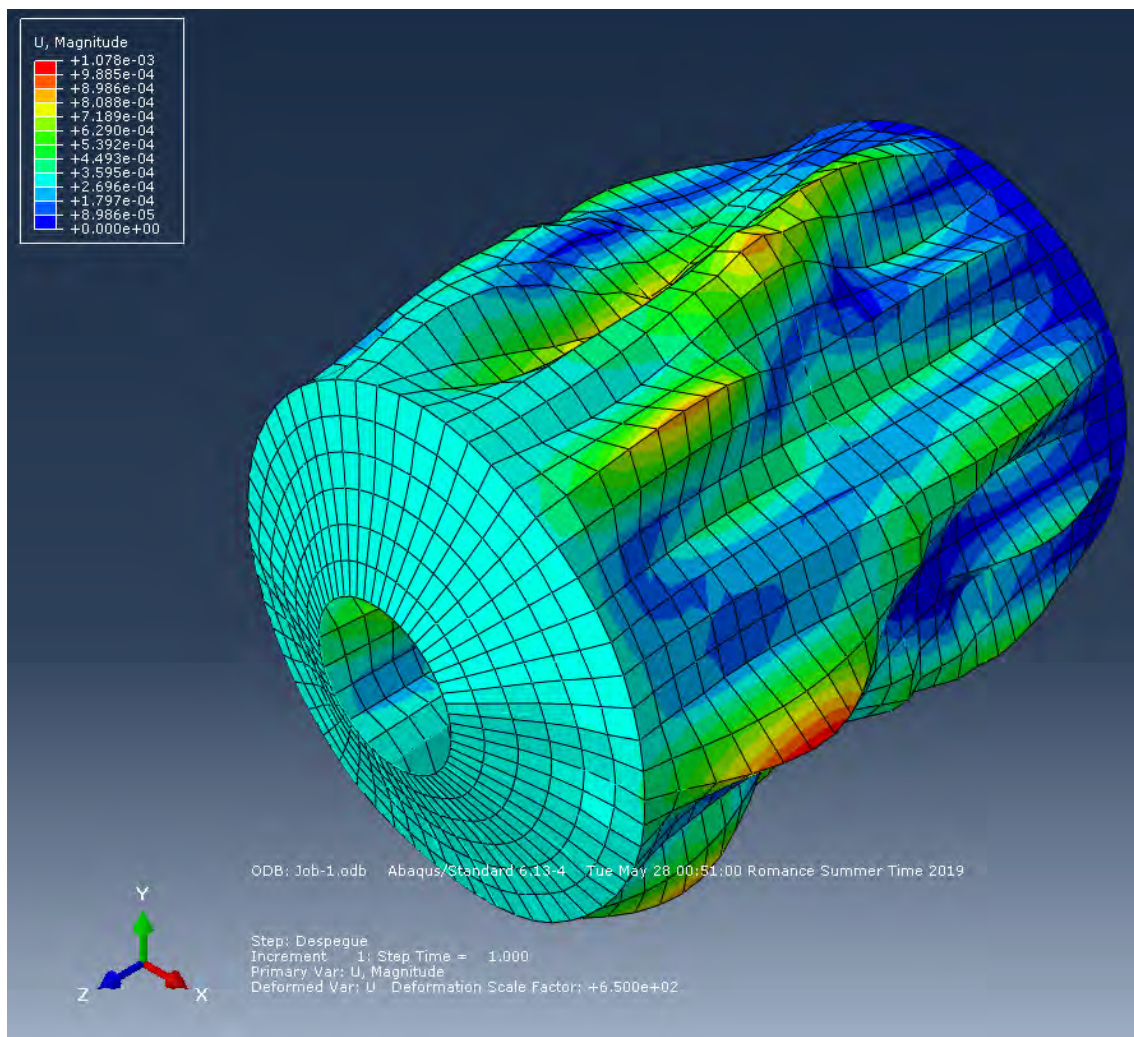


Fig. 3.24. Simulación del prototipo de hábitat 5 modificado en fase MECO

Tensión máxima	13.54 MPa
Desplazamiento máximo	1.078 mm
Coefficiente de seguridad	21.42
Peso	6 554 kg.

TABLA 3.18. RESULTADOS SIMULACIÓN DEL PROTOTIPO DE HÁBITAT 5 MODIFICADO EN FASE MECO

Se observa que en esta fase la estructura también cumple con los requisitos. Por último, es necesario comprobarlo también para la situación de presurización una vez en órbita. La simulación entrega los siguientes datos:

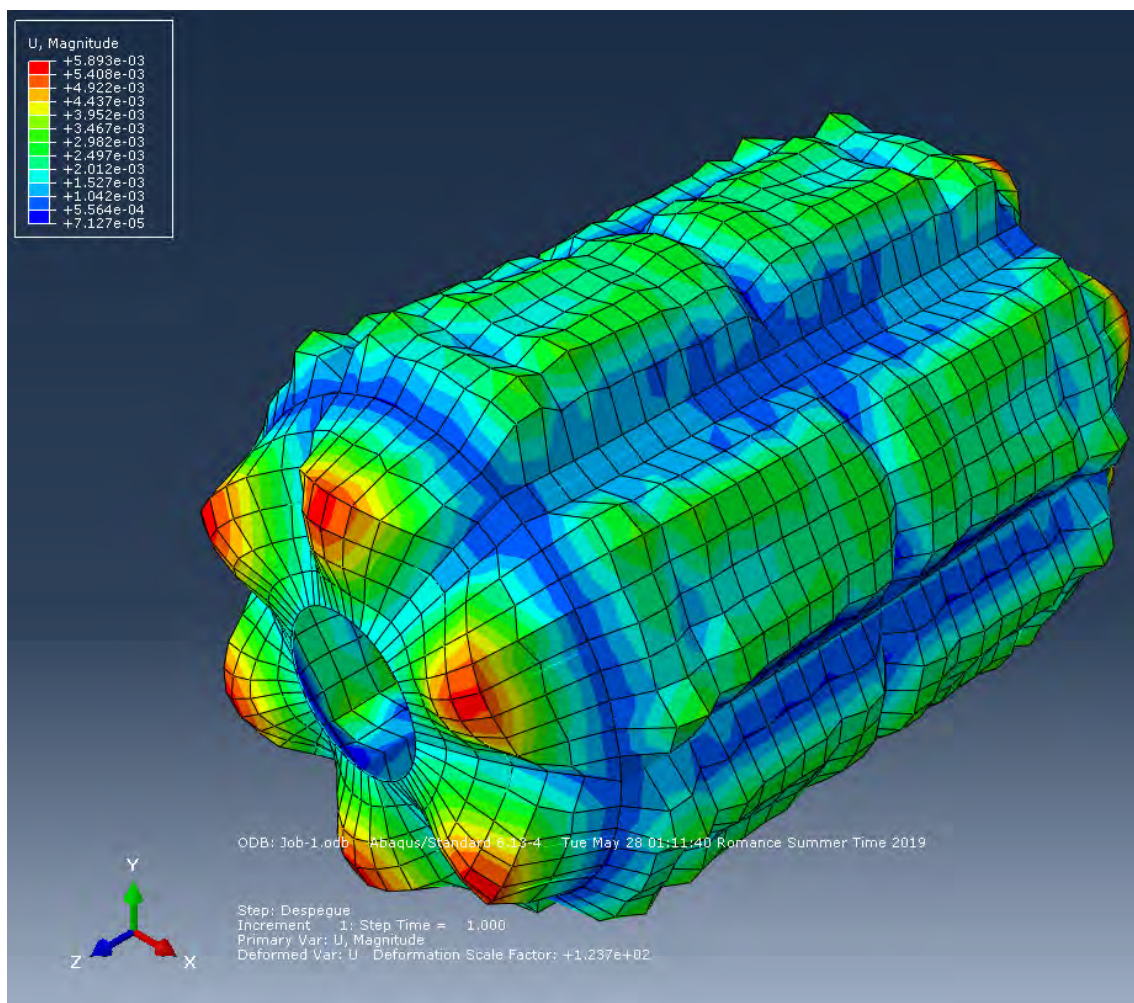


Fig. 3.25. Simulación del prototipo de hábitat 5 modificado en presurización

Tensión máxima	66.66 MPa
Desplazamiento máximo	5.83 mm
Coefficiente de seguridad	4.35
Peso	6 554 kg.

TABLA 3.19. RESULTADOS SIMULACIÓN DEL PROTOTIPO DE HÁBITAT 5 MODIFICADO EN PRESURIZACIÓN

Aquí por último se han obtenido unos resultados que nos sirven para nuestro proyecto. Todos los parámetros (desplazamientos, tensiones y peso) entran dentro de los rangos establecidos en todas las condiciones críticas, por lo que esta será finalmente la estructura del módulo hábitat. No se ha considerado continuar con la optimización ya que con estos cambios se dispone de un cierto margen de peso que puede ser utilizado para imprevistos, aumentar la cantidad de alguna provisión, o incorporar nuevos sistemas. Además, aun con este margen, el coeficiente de seguridad es de 4.35, lo cual permite cubrir un porcentaje de acierto muchísimo mayor que el estimado originalmente.

Tras haber encontrado un modelo válido para el módulo hábitat, se tomarán en cuenta las observaciones hechas para realizar una estructura del módulo de potencia. Se ha observado que los elementos que más rigidez aportan son los elementos radiales de las zonas cónicas, por lo que se empezará con un diseño que incluya un mayor número de ellos que en el módulo hábitat original.

Otra premisa que se ha tomado en cuenta es la utilización de elementos de sección circular, y no se ha utilizado la sección rectangular en ningún caso. En este primer prototipo, es siempre la misma, teniendo esta un diámetro de 150mm. La chapa, al igual que en el caso anterior, será de 4mm en las caras laterales y de 7mm en las caras cónicas.

El diseño es el siguiente:

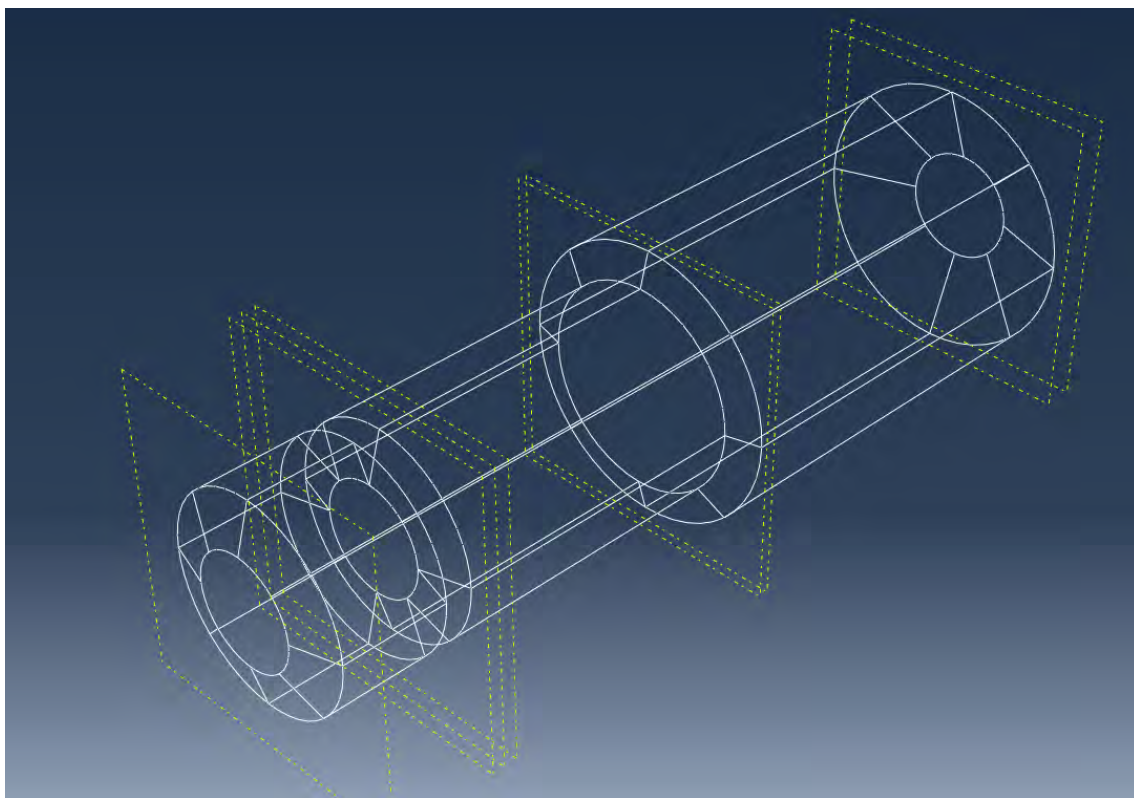


Fig. 3.26. Prototipo 1 para el módulo de potencia

Los paneles solares se han modelizado como una masa suspendida en el extremo de un elemento longitudinal para su simplificación, ya que el desarrollo de la estructura que sustenta los paneles requiere de un estudio muy exhaustivo que, además de extender enormemente el alcance de este estudio, será desarrollado, en el caso de la realización de este proyecto, por una empresa o departamento independiente que se encargará de la fabricación de estos elementos. Se incluirá en las fases posteriores de este análisis.

Este modelo es estructuralmente parecido al anterior: dispone de anillos circunferenciales para mantener la anchura de la estructura en las zonas deseadas y está contenida por elementos longitudinales tipo Beam que la unen axialmente y convergen radialmente. En este caso, puesto que se ha visto antes que los elementos radiales eran los que más contribuían a garantizar la permanencia del material dentro de los rangos, se ha incrementado el número de estos a un total de 8. No se han añadido más para no caer en un sobredimensionamiento de estos elementos y a que la anchura del módulo es menor. También se han añadido en las zonas laterales puesto que este módulo es más largo (13 metros en total, frente a los 7 anteriores).

Al igual que anteriormente, este modelo se probará en presurización y despegue, y en las mismas condiciones, ya que serán lanzados por el mismo cohete. En presurización se alcanzan los siguientes valores:

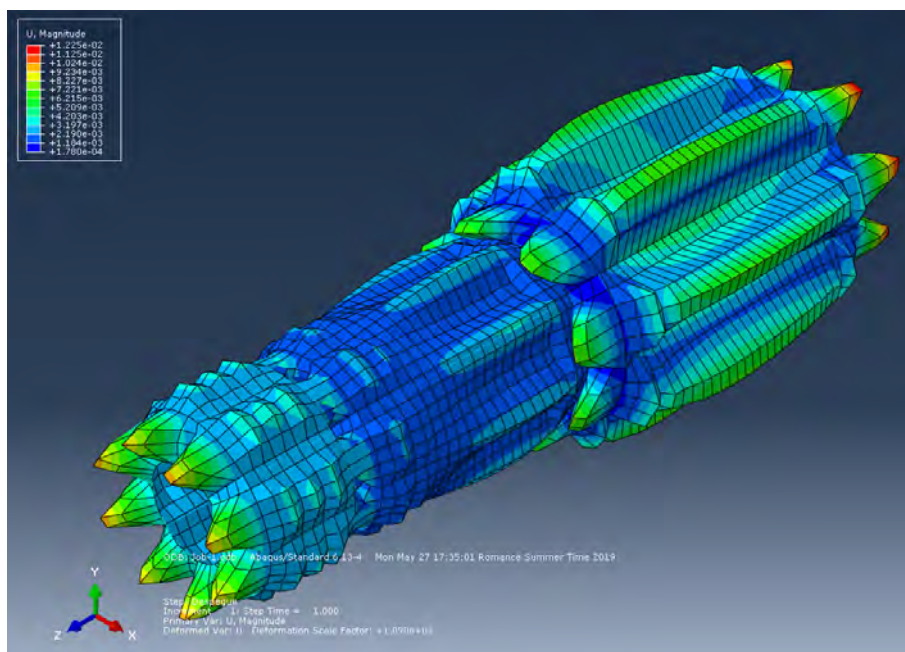


Fig. 3.27. Simulación estructura 1 del módulo potencia en Presurización

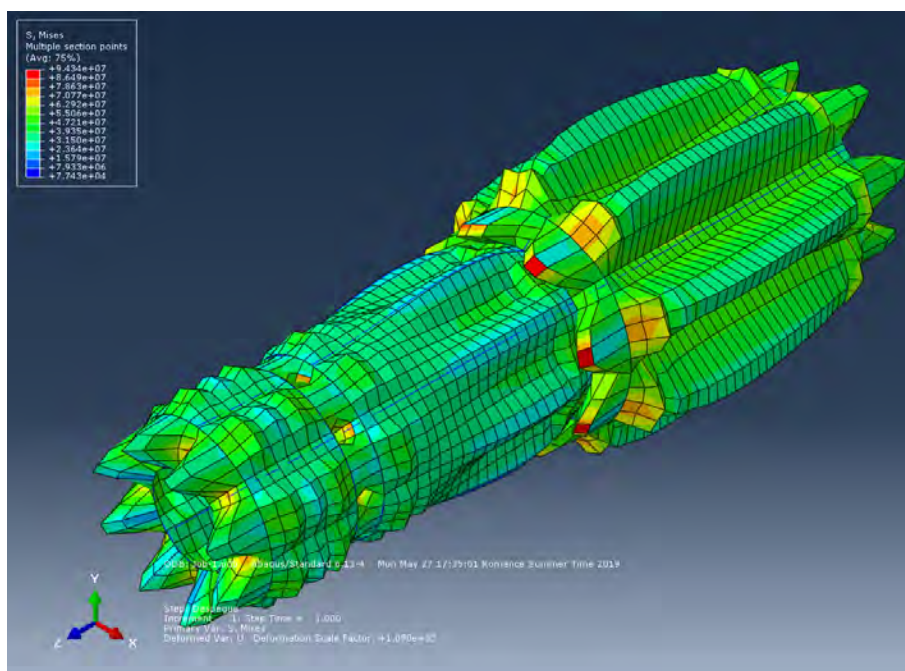


Fig. 3.28. Simulación estructura 1 del módulo potencia en Presurización

Tensión máxima	94.34 MPa
Desplazamiento máximo	12.25 mm
Coefficiente de seguridad	3.07
Peso	11 765 kg.

TABLA 3.20. RESULTADOS ESTRUCTURA 1 DEL MÓDULO POTENCIA EN PRESURIZACIÓN

En esta estructura, análogamente al caso anterior, los puntos de desplazamientos máximos coinciden con las superficies cónicas, y es en torno a estas zonas donde también se encuentran las zonas de máxima tensión. Esto obligará por lo tanto a añadir más elementos longitudinales a la estructura.

Los valores de tensiones y desplazamientos son válidos, pero al igual que antes se sale de los valores de peso, por lo cual es necesario optimizarlo. Además, se añadirá un anillo de refuerzo en las superficies cónicas para tratar de reducir el desplazamiento e invertir más en seguridad. El anillo de refuerzo será de sección 50mm, al igual que en el módulo de hábitat. Además, para reducir el peso, se probará a disminuir el diámetro de los elementos longitudinales y se probará con un diámetro de 100mm y otro de 130mm. Puesto que el procedimiento es similar al del módulo hábitat, se resumen en la siguiente tabla los resultados obtenidos para cada fase del diseño iterativo:

Prototipo	Fase del módulo	S [MPa]	U [mm]	Peso [kg]	Diámetro barras [mm]	n
2	Presurización	94.27	9.76	11 812	150	3.08
2	MECO	32.51	9.68	9 388	130	8.92
2	Presurización	96.46	18.99	6 401	100	3.00
2	Presurización	91.14	12.49	9.388	130	3.18
2	Q max	132.8	38.56	9.388	130	2.18
3	Presurización	92.58	10.97	9.454	130	3.13
3	MECO	31.92	5.624	9.454	130	9.09
3	Q max	57.61	8.937	9.454	130	5.03

TABLA 3.21. RESULTADOS OBTENIDO EN LAS SIMULACIONES
DEL MÓDULO DE POTENCIA

En este proceso, el cambio de prototipo 2 a prototipo 3 se produce ya que al ser los desplazamientos de la fase Q max demasiado altos en las áreas de apoyo con la cofia, se hace necesaria la instalación de un anillo de refuerzo en esta zona, siendo este, análogamente a lo realizado en el módulo hábitat, circular de 50mm de diámetro. Se muestra en la siguiente imagen:

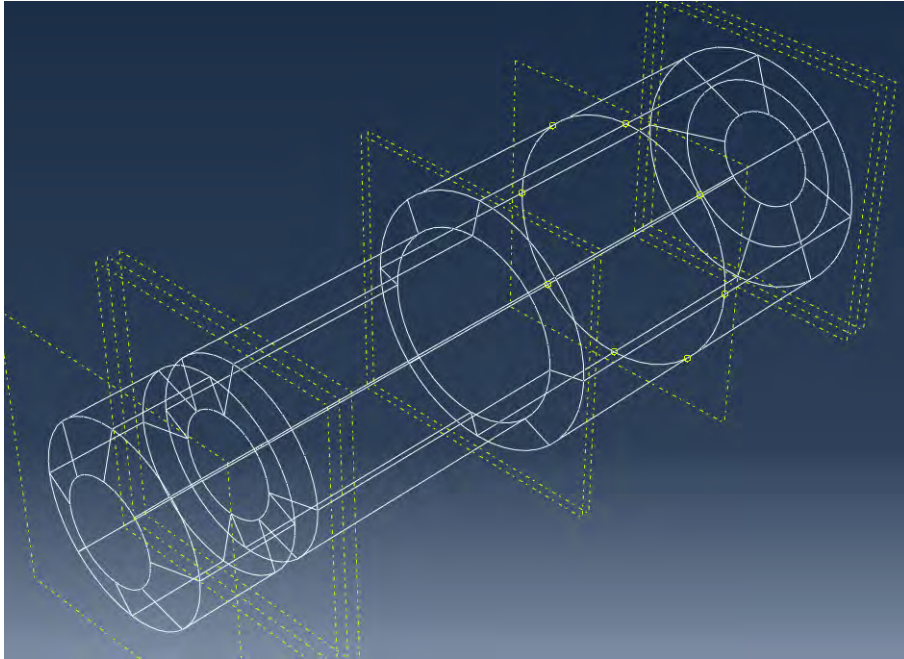


Fig. 3.29. Prototipo 3 del módulo potencia

Los resultados obtenidos en el último análisis cumplen con todas las especificaciones, pero en estas simulaciones aún no se han añadido los paneles solares en los laterales. Se añadirán dos elementos longitudinales, y una fuerza puntual en sus extremos de 2600 kg. Para las fases del despegue, estos paneles estarán sujetos al adaptador de carga, definiendo así las condiciones de contorno. Estos se han de considerar únicamente en la situación de despegue ya que en presurización están ausentes de fuerzas de volumen.

El modelo final entrega los siguientes resultados:

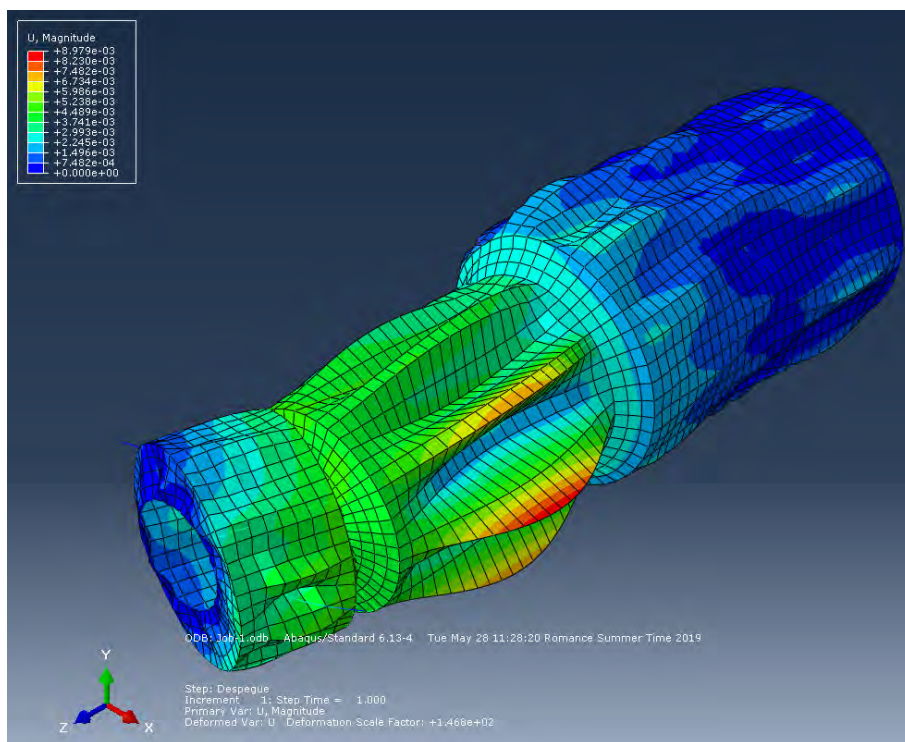


Fig. 3.30. Simulación prototipo 3 del módulo potencia en Qmax

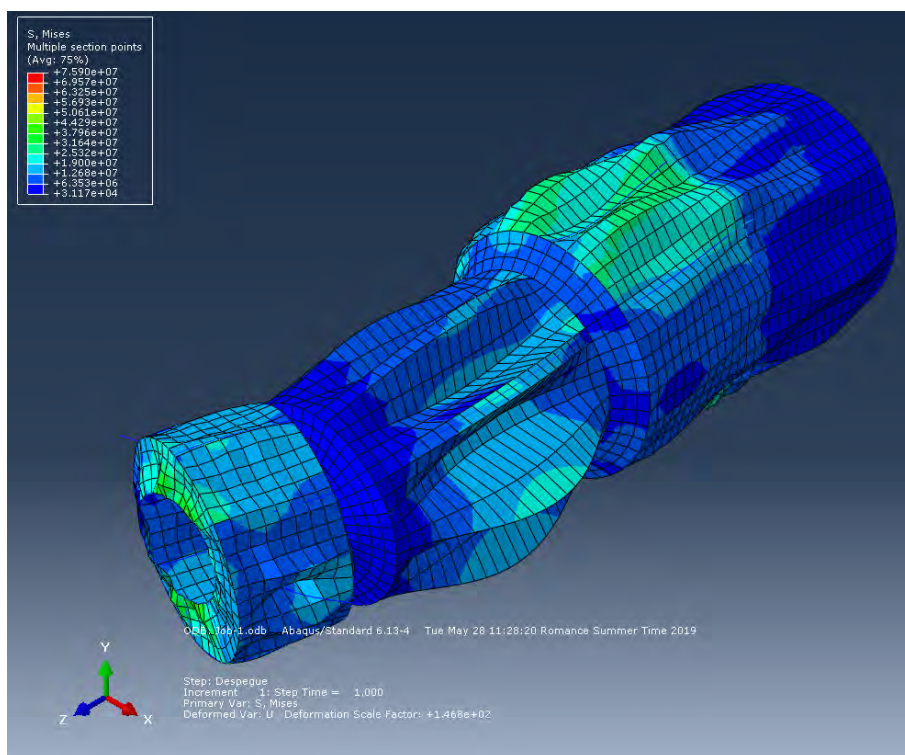


Fig. 3.31. Simulación prototipo 3 del módulo potencia en Qmax

Tensión máxima	75.90 MPa
Desplazamiento máximo	8.98 mm
Coefficiente de seguridad	3.82
Peso	9 550 kg.

TABLA 3.22. RESULTADOS ESTRUCTURA 3 DEL MÓDULO POTENCIA EN QMAX CON LOS PANELES

Aquí se aprecian las zonas que soportan mayor esfuerzo tensional y mayor desplazamiento. Al estar sometido a una fuerza lateral muy grande, el área que mayor desplazamiento sufre es la que no está sujeta a ningún apoyo y está más alejada de estos. Aquí podrían añadirse dos elementos para mejorar la estructura: uno de ellos sería un anillo de refuerzo en esta zona, que le ayude a mantener la forma original. El segundo, que se puede aplicar o no junto al anterior, sería añadir apoyos en la cofia que sujeten esta zona. Sin embargo, esto sería más engorroso de cara a la fase en la que se separa de la carga ya que estos puntos están colocados más hacia el interior. Además, el desplazamiento actual entra perfectamente dentro de los límites establecidos (con un margen del 70 % de su valor actual), por lo que no se ha considerado necesario. Las tensiones sufridas en la chapa no alcanzan ningún valor crítico, por lo que a este respecto la estructura funciona correctamente, incluso en los apoyos de las placas solares.

El modelo renderizado mediante el programa de software ABAQUS del módulo de potencia quedaría de la siguiente manera:

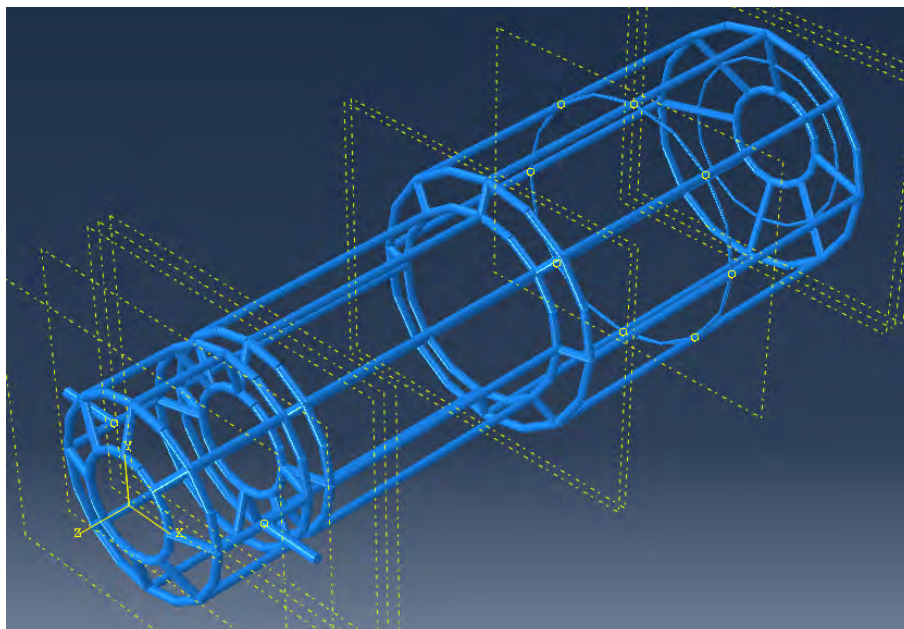


Fig. 3.32. Prototipo final del módulo de potencia - Imagen renderizada

Y, con estos resultados, se concluye el análisis ya que todos los parámetros relevantes han sido considerados y los valores críticos están dentro de rango. En el siguiente apartado

se realizará una conclusión y observación de los resultados obtenidos.

4. PLANIFICACIÓN Y PRESUPUESTO

Para el desarrollo completo de este proyecto es necesario un presupuesto muy elevado (del orden de mil millones de euros), además de un desarrollo muy puntero de la industria. Sin embargo, en este estudio únicamente se abarca el diseño y cálculo preliminar de los módulos comentados, lo cual es posible hacer con un ordenador y determinadas herramientas de software.

El proyecto completo requiere una planificación muy anticipada, para determinar en qué dirección invertir los mayores esfuerzos. En el área que respecta a este estudio, se ha previsto con una planificación de aproximadamente 9 meses. No se requiere más ya que el estudio preliminar ha de establecer una ruta aproximada de trabajo, pero no atiende a los elementos definitivos, que dependerán de otros departamentos y en base a los resultados que se vayan obteniendo paralelamente en las otras áreas del proyecto. Esto implica que el tiempo total de desarrollo de la iniciativa será considerablemente mayor pero no son objeto de este documento.

Atendiendo al presupuesto necesario para este estudio, se detallarán las herramientas necesarias que se han empleado, y su presupuesto si se tratase de un proyecto realizado por una empresa u organización dentro del mercado global.

Presupuesto de Herramientas y Software	
Elemento	Presupuesto
Ordenador Intel i5-7500, GTX1060	900.00 €
Licencia Autodesk Inventor - 1 año	2 613.60 €
Licencia Simulia Abaqus - 1 año	36 390.00 €
Licencia Ofimática - Microsoft Office - 1 año	69.00 €
Total	39 972.60 €

TABLA 4.1. PRESUPUESTO DE HERRAMIENTAS Y SOFTWARE

A esto hay que sumar el apartado de presupuesto humano. Al desarrollo de este proyecto se han invertido aproximadamente 360 horas de trabajo por parte del estudiante, y unas 4h en tiempo dedicado por parte del tutor. Haciendo una equivalencia a un proyecto real, el presupuesto humano quedaría de la siguiente manera:

Presupuesto de personal			
Calificación	Horas dedicadas	Precio/hora	Presupuesto
Estudiante de Ingeniería	360	20 €/h	7200.00 €
Director de proyecto	4	60 €/h	240.00 €
		Presupuesto total	7 440.00 €

TABLA 4.2. PRESUPUESTO DE PERSONAL

El presupuesto final aproximado atendiendo a las necesidades de este estudio preliminar, sería entonces:

Presupuesto total	
Elemento	Presupuesto
Presupuesto de Herramientas y software	39 972.60 €
Presupuesto de personal	7 440.00 €
Total	39 972.60 €

TABLA 4.3. PRESUPUESTO TOTAL

Este sería el presupuesto total para el correcto desempeño de un proyecto similar al que se ha realizado aquí.

5. CONCLUSIONES

5.1. Resumen y conclusiones

Finalizando este estudio, se ha llegado a diversas conclusiones en lo que atañe al desarrollo de proyectos de esta magnitud. En primer lugar, cabe destacar el reducido margen del que se dispone para cubrir todas las necesidades que exige el proyecto. El hecho de situar un elemento habitable por seres humanos abarca numerosas áreas que, en lo que a este estudio respecta, tienden a traducirse en una gran cantidad de masa que es necesario enviar a cierto punto del sistema solar. Todo esto, además, con las limitaciones técnicas en lo que a Carga útil se refiere, ya que cuanto más alejado se encuentre el punto objetivo de la superficie terrestre, se aumenta cuadráticamente la energía necesaria para alcanzarlo. Esto supone un doble desarrollo de la industria aeroespacial: por un lado, se han de mejorar los procesos de transformación y obtención de la energía, de forma que sea posible almacenar mayor cantidad de ésta (y así, poder aumentar la carga útil transportada o bien la distancia a la que se envía). Por otro lado, supone un importante despliegue de medios de investigación que han de mejorar las capacidades estructurales actuales. Este fin puede producirse con el desarrollo de nuevos materiales, nuevas aleaciones, métodos de fabricación más sofisticados y, en general, cualquier elemento de la cadena de elaboración de los materiales que permita mayores prestaciones. Actualmente, es necesaria una inversión muy grande para disponer de los últimos resultados de la industria actual, por lo que en este proyecto siempre ha de estar presente este punto del plano económico.

Para hacer viable un proyecto como el aquí propuesto, se ha trabajado con el margen de mejora previsto por las entidades gubernamentales mundiales, y teniendo en cuenta que proyectos como el de la estación espacial Gateway ya disponen de luz verde para su ejecución. Esto implica que numerosos elementos aquí utilizados aún se encuentran en desarrollo y no han sido finalizados ni suficientemente probados. No obstante, están en una fase avanzada de su proceso y todos los organismos las consideran propuestas factibles.

Atendiendo al proceso de cálculo estructural, se extraen también diversos puntos: por un lado, se ha visto que el resultado no es necesariamente complejo. Evidentemente, se ha utilizado un modelo simplificado de todos los elementos que afectan; sin embargo, mediante una propuesta inicial tendiendo a la simplicidad (e inspirada en modelos ya existentes) se pueden cubrir muchos requerimientos, e ir mejorando el diseño mediante el análisis de los resultados obtenidos y la mejora de la propuesta anteriormente calculada (lo que en este estudio se ha calificado como diseño iterativo). Esto nos otorga dos ventajas: por un lado, no nos exige un elevado coste de tiempo en creatividad, ya que mediante un "brainstorming" inicial puede obtenerse un punto de partida muy cercano a los requere-

rimientos que nos exija el proyecto y utilizar el diseño iterativo para la optimización de este. Por otro lado, al empezar con un modelo simple nos permite analizar en cada paso qué elementos son esenciales y qué elementos no aportan beneficio a la obtención de los resultados, pudiendo desechar y justificar de una manera empírica la presencia o no de cada uno de los elementos de la estructura.

En este caso, se ha ido justificando y comprobando con resultados en cada fase de diseño hasta que finalmente la estructura cumple con las características. Esto no implica que la solución obtenida sea la única posible, ya existen variadas propuestas de mejora que pueden converger a unos resultados igualmente satisfactorios. Además, también se ha tomado la vía de la mejora geométrica ya que, como se ha explicado antes, se ha considerado la que más rendimiento económico tiene en cuanto prestaciones. Sin embargo, si esta mejora no es posible o suficiente (debido a limitaciones físicas o técnicas), también puede tomarse variando los materiales utilizados por otros diferentes o hacer un mayor estudio de las secciones en cada una de las partes de la estructura. Esto implicaría un desembolso económico muy alto, por lo que siempre que sea posible es preferible no tener que depender de esta vía. Se ha visto también que utilizando la aleación de aluminio Al-6061-T6, un material que es relativamente barato con respecto al resto de aleaciones, se consiguen resultados muy buenos, motivo por el cual se ve este material en la mayoría de estructuras que se envían al espacio.

Por último, y atendiendo de forma específica a las estructuras aquí presentadas, se ha comprobado que aunque la estructura en una estación espacial tiene dos partes claramente diferenciadas que sirve para soportar los esfuerzos sufridos en momentos distintos de la operación (despegue y presurización), las superficies cónicas tienen un comportamiento curioso bajo las condiciones de presurización. Esto implica que es muy importante optimizar estas localizaciones de cara a obtener menores resultados en los desplazamientos y tensiones de la chapa colocada en esta zona.

En resumen, la estructura aquí presentada de la estación espacial atiende a los principales requerimientos del proyecto, y puede ser un punto de partida para un estudio posterior más exhaustivo. Además, deja entrever la correcta viabilidad de estas iniciativas (por lo menos atendiendo el plano estructural) ya que en numerosas ocasiones en la industria aeroespacial no es posible conocer de antemano si existe margen físico y económico suficiente para el desarrollo de esta clase de propuestas.

5.2. Líneas futuras de trabajo

Este proyecto puede tomarse como un punto de partida para el desarrollo de una estación espacial en órbita lunar. Es posible continuar el trabajo con el desarrollo de más módulos para conformar una estructura mayor, que es además el objetivo actual de las agencias espaciales mundiales.

También existe la alternativa de concretar el proyecto actual. Con las pruebas ya esta-

blecidas, puede estudiarse la adición de un mayor número de elementos, o continuar con el desarrollo de los sistemas incorporados para adecuarlos a la propuesta actual (sistemas de refrigeración, potencia, climatización, protección...).

Por último, con un análisis más exhaustivo ya realizado, pueden perfilarse unos estados de carga y contorno más precisos (según el tipo de sistemas que existiesen) y de esta manera obtener resultados más relevantes.

BIBLIOGRAFÍA

- [1] T. Collins, S. Jefferies, A. D. Cianciolo y T. Polsgrove, *Impacts of Launch Vehicle Fairing Size on Human Exploration Architectures*. [En línea]. Disponible en: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20170002220.pdf>.
- [2] P. Berthe, A. P. Over, M. Picardo y A. W. Byers, *Orion European Service Module (ESM) development, integration and qualification status*. [En línea]. Disponible en: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20170009574.pdf>.
- [3] Airbus, *Journey around the Moon powered by Airbus DS*. [En línea]. Disponible en: <https://www1.grc.nasa.gov/wp-content/uploads/orion-infographic.pdf>.
- [4] NASA, *International Space Station Guide Systems*. [En línea]. Disponible en: https://www.nasa.gov/pdf/167129main_Systems.pdf.
- [5] —, *About the Space Station Solar Arrays*. [En línea]. Disponible en: https://www.nasa.gov/mission_pages/station/structure/elements/solar_arrays-about.html.
- [6] —, *SpaceX CRS-11 Mission Overview*. [En línea]. Disponible en: https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/spacex_crs-11_mission_overview.pdf.
- [7] N. Spaceflight, *Spacewalkers complete the upgrading of ISS batteries*. [En línea]. Disponible en: <https://www.nasaspaceflight.com/2017/01/spacewalkers-upgrading-iss-batteries/>.
- [8] B. McKissock, P. Loyselle y E. Vogel, *Guidelines on Lithium-ion Battery Use in Space Applications*. [En línea]. Disponible en: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20090023862.pdf>.
- [9] S. Hendrix, *Mission to Hubble*. [En línea]. Disponible en: https://www.nasa.gov/mission_pages/hubble/servicing/series/battery_story.html.
- [10] NASA, *Closing the Loop: Recycling Water and Air in Space*. [En línea]. Disponible en: https://www.nasa.gov/pdf/146558main_RecyclingEDA%5C%28final%5C%29%5C%204_10_06.pdf.
- [11] K. Trinidad, T. Young y S. Roy, *NASA Preparing Oxygen Generation System for Space Station*, 2006. [En línea]. Disponible en: https://www.nasa.gov/home/hqnews/2006/feb/HQ_06061_oxygen_ISS.html.

- [12] H. W. Jones, *Using the International Space Station (ISS) Oxygen Generation Assembly (OGA) Is Not Feasible for Mars Transit*, 2016. [En línea]. Disponible en: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20160014553.pdf>.
- [13] L. Carter, C. Brown y N. Orozco, *Status of ISS Water Management and Recovery*, 2013. [En línea]. Disponible en: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20140002687.pdf>.
- [14] R. M. Bagdigian, J. Dake, G. Gentry y M. Gault, *International Space Station Environmental Control and Life Support System Mass and Crewtime Utilization In Comparison to a Long Duration Human Space Exploration Mission*, 2014. [En línea]. Disponible en: https://ttu-ir.tdl.org/ttu-ir/bitstream/handle/2346/64374/ICES_2015_submission_94.pdf.
- [15] D. L. Linne et al., *Waste Management Options for Long-Duration Space Missions: When to Reject, Reuse, or Recycle*, 2015. [En línea]. Disponible en: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20140010284.pdf>.
- [16] H. Ohshima, *reventing Bone Loss in Space Flight with Prophylactic Use of Bisphosphonate: Health Promotion of the Elderly by Space Medicine Technologies*, 2017. [En línea]. Disponible en: https://www.nasa.gov/mission_pages/station/research/benefits/bone_loss.html.
- [17] S. Siceloff, *COLBERT Ready for Serious Exercise*, 2009. [En línea]. Disponible en: https://www.nasa.gov/mission_pages/station/behindscenes/colberttreadmill.html.
- [18] C. W. Burkhart, *Advanced Resistive Exercise Device*, 2013. [En línea]. Disponible en: https://www.nasa.gov/mission_pages/station/research/experiments/explorer/Investigation.html?id=973.
- [19] L. B. J. S. Center, *Orion Quick Facts*. [En línea]. Disponible en: https://www.nasa.gov/sites/default/files/fs-2014-08-004-jsc-orion_quickfacts-web.pdf.
- [20] M. Finckenor y D. Dooling, *Multilayer Insulation Material Guidelines*, 1999. [En línea]. Disponible en: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19990047691.pdf>.
- [21] G. Chapline, *Thermal Protection Systems*. [En línea]. Disponible en: https://www.nasa.gov/centers/johnson/pdf/584728main_Wings-ch4b-pgs182-199.pdf.
- [22] ESA, *ERA Factsheet*, <http://wsn.spaceflight.esa.int/docs/Factsheets/7%20ERA%20LR.pdf>.
- [23] ———, *ERA Factsheet*, <http://wsn.spaceflight.esa.int/docs/Factsheets/6%20Node%203%20HR%20web.pdf>.

- [24] ———, *Columbus: Europe's Laboratory on the International Space Station*, 1999. [En línea]. Disponible en: <http://www.esa.int/esapub/br/br144/br144.pdf>.
- [25] NASA, *Space Launch System (SLS) Mission Planner's Guide*, 2018. [En línea]. Disponible en: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20190000736.pdf>.
- [26] K. Bunte, R. Destefanis y G. Drolshagen, *Spacecraft Shielding Layout And Optimization Using ESABASE2/DEBRIS*. [En línea]. Disponible en: https://esabase2.net/wp-content/uploads/2009/09/R099-516pub_01_02_5ECSD-ESABASE2.pdf.
- [27] S. Pietrobon, “Fly Me To The Moon On An SLS Block II”, sep. de 2017.